中国东方航空股份有限公司　MUMEL-11

CHINA EASTERN AIRLINES CO. LTD.

B767-300 MEL 第 4 版

(最低设备放行清单)

本最低设备清单依据 B767 DDG R28 编写。

公司编译人：　　　　2008 年 10 月 10 日

公司校审人：　　　　2008 年 10 月 10 日

公司校审人：　　　　2008 年 10 月 18 日

公司批准人：　　　　2008 年 10 月 23 日

局方批准：

民航上海监管办

监察员：

2009 年 1 月 15 日

中国东方航空公司 MEL 的制定、管理和使用的说明

一、序言

民航局要求航空器上的所有设备符合适航标准和有关营运规定。主最低设备清单(MMEL)所包括的设备项目，认为该项目可以允许不工作也能保持在一个可以接受的安全水平。显然，主最低设备清单不包括影响飞行安全的必不可少的项目，如机翼、襟翼、方向舵、发动机、起落架等。我公司制定的最低设备清单(MEL)就是以 MMEL 为基础编写而成的，并且要高于 MMEL 建立的标准。所以，使用者使用我公司 MEL 放行飞机时，对列入 MEL 的项目要按规定严格执行(包括设备的放行数量，要求的机组和/或维护操作程序，放行限制条件等)，对没有被列入 MEL 清单的，影响飞行安全的设备项目要保证其工作正常。我公司编制 MEL 的目的旨在提高我公司运行飞机的利用率并使之始终处在一个安全的水平上，以此来保证向公众提供一个安全、准点、方便的航空运输工具。

二、MEL 制定的依据和程序

我公司的 MEL 制定和改版是以飞机制造厂家提供的 MMEL 为基础，同时结合我公司所选飞机的构型、执行 AD 指令及完成 SB 改装的情况、飞机运行、维修及 MEL 使用中发现的问题来进行制定、修改的。我公司在制定和修改 MEL 的过程中严格按民航局的要求，使 MEL 所列的各种设备项目数量的放行限制不得低于 MMEL 的标准。

我公司 MEL 的制定和修改工作是在公司 MEL 协调委员会的领导下，由工程技术公司具体实施完成的。工程技术公司在完成对 MMEL 的翻译、校对和汇总工程信息之后，由运管部组织飞行人员和飞机维修工程师对该机型的 MEL 进行评估和修改，再将产生的 MEL 送公司所在的民航地区管理局监管办审批，经审批同意批准的 MEL 作为我公司正式可使用的 MEL。

三、MEL 的控制

工程技术公司负责 MEL 的制定和修改，飞行技术管理部负责 MEL 的分发，根据股份公司各单位的需求数量及时将新版的 MEL 向各单位分发。

上海地区 MEL 的配置更新及有效性控制(包括机载 MEL)由东航工程技术公司

负责，云南、西安由当地工程技术公司负责，其它分(子)公司由各分(子)公司的安技部负责。

外站的 MEL 配置和更换由负责签维修协议的工程技术公司负责。

四、MEL 使用的原则及说明

1. 使用 MEL 的声明

我公司要求飞机的故障或缺陷都必须在有可能的最近的时间里排除和恢复，除非由于时间或设备的原因不能排除和恢复的可按 MEL 规定放行飞机。飞机放行人员要确认失效的系统、设备之间不会产生相互作用而降低飞行品质或加重机组操纵负担。无论飞机在基地或在外站，放行飞机的标准都不得低于 MEL 的标准。

2. MEL 中有关设备的修复期限

A 类：该项目必须在“备注或例外”栏中限定的时间内修复。

B 类：该项目要求在 3 日历日（72 小时）之内修复。

C 类：该项目要求在 10 日历日（240 小时）之内修复。

D 类：该项目要求在 120 日历日（2880 小时）之内修复。

对于有故障的设备进行修理和恢复的起止时间限制的时间计算不包括故障的当天，是从发生故障那一天后的子夜零时开始。

3. 关于“O”、“M”、“R”符号的说明

MEL 程序栏中的“O”符号代表机组操作程序。

MEL 程序栏中的“M”符号代表维护程序。

执行“O”、“M”程序使不工作的设备项目在特定的工作条件和限制下完全放弃其功能。

MEL 页面左侧标有的“R”字母，表示该项目内容在此版本中作了修改。

4. 关于失效项目挂牌的说明

所有失效项目必须挂上标牌以告知和提醒机组和维护人员。除特别规定外，标牌的用词及位置摆放可由操作者自行确定。

5. 放行程序

按 MEL 放行飞机，维护人员必须在飞行记录本上写清故障的检查处理情况，及放行依据 MEL 中的项目号并及时通知公司签派部门，飞机执管的维修单位还要按规定及时办理故障保留手续。故障排除后，维护人员也要在飞行记录本上填写保留故障撤消记录。

五、**MEL/CDL** 的适用范围：

机　型	注 册 号	生产线号
B767-300	B2568	620
B767-300	B2569	627
B767-300	B5001	644

注：我公司所有 B767-300 飞机均未实施延程飞行。

六、**MEL** 使用中的意见、问题、建议

我们热忱地欢迎使用者对我公司的 MEL 提出意见和建议，关于本手册使用及手册中信息的任何问题随时可向我们反映。

地址：中国东方航空股份有限公司工程技术公司。

电话： 0871-7116209

中国东方航空股份有限公司工程技术公司

2008 年 9 月 30 日

中国东方航空波音 B767-300 最低设备放行清单定义

1、“系统”编号说明：

各系统编号都根据“航空运输协会”（ATA）规范 100 制定，各个项目号都按顺序排列。

a.“项目”（第一栏）是指列在项目栏内的设备、系统、部件或功能。

b.“修复期限”（第二栏）表示各项目的修复期限类型。

c.“安装数量”（第三栏）是指飞机上通常安装的数量，此数字代表着制定 MEL 的当时飞机上实际布局/或基本形态。

d.“放行数量”（第四栏）是指飞机放行所需的最低数量，但这时必须注意要遵守第五栏中所规定的备注和例外要求。

e.“备注或例外”（第五栏），在这一栏内写出对特定数量的失效（不工作）项目，作出禁止使用或允许使用的说明，和对放行的附加条件及限制，以及相应的备注说明。若是空白（无文字说明），则说明放行无额外要求。

2、所谓“飞机飞行手册”（AFM）是领取机型适航许可证规定的必备资料，并且已在相应机型适航许可证数据单上列明。

3、不工作的零件项目必须挂上标牌，以通报和提醒飞行机组和维护人员注意设备/零部件所处的不合格技术情况。

备注：标牌应按实际可能置于失效项目的控制器或指示器旁边。

4、“飞行日”是指按各航空公司的规定，在 24 小时的期限内（由午夜到午夜），或者按世界通用时间（UCT）或当地时间计算，在此时间内有关飞机至少安排了一次飞行。

5、“结冰状态”是指处于某种大气环境中有可能引起飞机或发动机结冰的条件。

6、在第 5 栏内的字母顺序代号 a）、b）、 c）等是指飞行中有关列出部件项目失效时，必须遵守的条件和限制内容。

7、“不工作”（失效）是指某一系统和/或零部件发生的故障情况已达到不能完成预定的任务，和/或不能做到按照它原来经批准的工作极限或容差条件范围内进行持续的正常工作。

8、第 5 栏中的“注释”内容可为飞行机组或维护人员提供附加信息以供参考。这些注解是用来协助工作人员查找和执行有关规定的相应资料，使之更有效地履行职责和完成工作程序，但不能以此推卸使用部门应该遵守有关规定的责任，而且不能将注释看成为规定条件的一部分。

9、“失效系统中的失效零部件”一些不工作的失效件是指某一系统有些失效零部件，其工作好坏可能直接影响该系统的整体功能。如果该部件不影响系统的整体功能，则不能将整个系统看作失效。（除非有按照最低设备清单特定批准，否则要求失效系统有关的警告/警戒系统必须正常工作）。

10、“（M）”符号表示对设备清单中相应项目失效时，在飞行前必须完成的某项特定的维护程序规定内容，通常情况下这些维护程序由维护人员完成，但也可以由其他批准合格的人员来执行某些工作，对于有些维护程序需要具有特定技能和专业知识或需要使用工具或测试设备时，应由维护人员来完成。不管由谁来执行维护程序，保证圆满完成维护程序，都是航空公司应负的职责，这些程序已成为东方航空编写的最低设备放行清单 MEL 的一部分。

11、“（O）”符号是表示对设备清单中相应项目失效时，在作飞行计划和/或飞行操作中必须完成的操作程序，通常情况下，这些程序应由飞行机组来完成；但也可以由指定人员完成。不管由谁来执行此程序，所有程序的圆满完成都是航空公司的职责。这些程序已成为东方航空编写的最低设备放行清单(MEL)的一部分。

12、“解除工作”（DEACTIVATED）和“固定”（SECURED）是指为了安全飞行起见，应将有关特定零部件安置在可行的某种合理状态，可以由航空公司制定用来固定或解除功能的具体实施方法。

13、“目视飞行气象条件”（VMC），是指外界大气状况良好，使该次飞行可以在适当的情况下实施目视飞行规则，但这样做并不排除用仪表飞行规则进行飞行的可能性。

14、“可见水汽”是指可以通过自然光或人工的光源可见到大气环境中含有任何形式的水分；例如，有云、雾、雨、冰雹、雨夹雪或雪花等。

15、“方便旅客项目”，是指有些可对旅客提供方便、舒适或娱乐的项目组件。例如：厨房设备、电影设备、烟灰缸、立体声播音设备、旅客头顶阅读灯等。

16、电子故障警告系统一概述

BOEING 飞机装用的发动机指示和机组警告系统（EICAS），飞机电子监测中心（ECAM）以及类似系统用来根据各系统的工作情况向机组提供不同等级的系统信息（如：警告、警戒、提示、状态和维护等）。任何一条状态级以上（如：状态、警戒、警告）的信息都直接影响飞机放行。

17、“管理性控制项目”指航空公司最低设备清单中列出的那些仅供查询或提供情况作用的项目。

18、“多余零件部件项目”即机上所装超过 CCAR 规定数量的冗余件。

19、“发现日期”即故障件被记入记录本当天。这一天是不算入修理期限所指的飞行日之内。本条款适用于所有的 MEL 项目，即 A、B、C、D 各类。

修订记录表

MEL 版本号	修订 日期	修订项目	局方批准 日期	修订人	换页 日期
3 版	2003.11.10	ALL	2004.04.10	罗燕冰	2004.11.05
3 版	2003.11.10	2-34-31-1（缺页）	2005.02.05	罗燕冰	2005.02.01
3 版	2004.10.12	2-23-71-1、2-31-31-1、2-34-21-1、2-34-46-1、2-34-51-1、2-34-55-1、2-34-61-1	2005.04.10	罗燕冰	2005.04.08
3 版	2007.02.02	2-34-61-2	2007.11.22	罗燕冰	2007.11.20
3 版 R1	2008.05.15	2-31-31-1	2008.06.10	唐瑞华	2008.06.19
3 版 R2	2008.08.20	2-25-63-10	2008.09.02	唐瑞华	2008.09.22
3 版 R3	2008.10.17	2-22-10-1、2-34-22-4、2-34-61-1	2008.10.24	唐瑞华	2008.11.10
4 版	2008.09.30	ALL		唐瑞华	

修订记录表

版本号	版本日期	插入日期	签 名	版本号	版本日期	插入日期	签 名

有效页清单

章节号	页次	日期	版本号
概述			
说明	第 1 页	2008.09.30	4 版
	第 2 页	2008.09.30	4 版
	第 3 页	2008.09.30	4 版
定义	第 1 页	2008.09.30	4 版
	第 2 页	2008.09.30	4 版
	第 3 页	2008.09.30	4 版
修订记录表	第 1 页	2008.09.30	4 版
	第 2 页	2008.09.30	4 版
有效页清单	第 1 页	2008.09.30	4 版
	第 2 页	2008.09.30	4 版
	第 3 页	2008.09.30	4 版
	第 4 页	2008.09.30	4 版
	第 5 页	2008.09.30	4 版
	第 6 页	2008.09.30	4 版
	第 7 页	2008.09.30	4 版
	第 8 页	2008.09.30	4 版
	第 9 页	2008.09.30	4 版
	第 10 页	2008.09.30	4 版
	第 11 页	2008.09.30	4 版
	第 12 页	2008.09.30	4 版
	第 13 页	2008.09.30	4 版
总目录	第 1 页	2008.09.30	4 版
第一部分：EICAS 信息			
	1.1	2008.09.30	4 版
	1.2	2008.09.30	4 版
	1.3	2008.09.30	4 版
	1.4	2008.09.30	4 版
	1.5	2008.09.30	4 版

章节号	页次	日期	版本号
	1.6	2008.09.30	4 版
	1.7	2008.09.30	4 版
	1.8	2008.09.30	4 版
	1.9	2008.09.30	4 版
	1.10	2008.09.30	4 版
	1.11	2008.09.30	4 版
	1.12	2008.09.30	4 版
	1.13	2008.09.30	4 版
	1.14	2008.09.30	4 版
	1.15	2008.09.30	4 版
	1.16	2008.09.30	4 版
	1.17	2008.09.30	4 版
	1.18	2008.09.30	4 版
	1.19	2008.09.30	4 版
	1.20	2008.09.30	4 版
	1.21	2008.09.30	4 版
	1.22	2008.09.30	4 版
	1.23	2008.09.30	4 版
	1.24	2008.09.30	4 版
	1.25	2008.09.30	4 版
第二部分：最低设备清单			
目录	2-00-0.1	2008.09.30	4 版
	2-00-0.2	2008.09.30	4 版
	2-00-0.3	2008.09.30	4 版
	2-00-0.4	2008.09.30	4 版
	2-00-0.5	2008.09.30	4 版
	2-00-0.6	2008.09.30	4 版
	2-00-0.7	2008.09.30	4 版
	2-00-0.8	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009 年 1 月 13 日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-00-0.9	2008.09.30	4 版		2-21-33-4.0	2008.09.30	4 版
	2-00-0.10	2008.09.30	4 版		2-21-33-5.0	2008.09.30	4 版
	2-00-0.11	2008.09.30	4 版		2-21-33-6.0	2008.09.30	4 版
	2-00-0.12	2008.09.30	4 版	21-40	2-21-40-1.0	2008.09.30	4 版
21-GL	2-21-GL-00	2008.09.30	4 版		2-21-40-1.1	2008.09.30	4 版
	2-21-GL-01	2008.09.30	4 版		2-21-40-1.2	2008.09.30	4 版
	2-21-GL-02	2008.09.30	4 版		2-21-40-1.3	2008.09.30	4 版
	2-21-GL-03	2008.09.30	4 版		2-21-40-2.0	2008.09.30	4 版
	2-21-GL-04	2008.09.30	4 版		2-21-40-2.1	2008.09.30	4 版
21-20	2-21-20-1.0	2008.09.30	4 版		2-21-40-2.2	2008.09.30	4 版
21-25	2-21-25-1.0	2008.09.30	4 版	21-45	2-21-45-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-25-2.0	2008.09.30	4 版		2-21-45-3.0	2008.09.30	4 版
21-28	2-21-28-1.0	2008.09.30	4 版	21-51	2-21-51-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-28-1.1	2008.09.30	4 版		2-21-51-1.1	2008.09.30	4 版
	2-21-28-1.2	2008.09.30	4 版		2-21-51-1.2	2008.09.30	4 版
	2-21-28-1.3	2008.09.30	4 版		2-21-51-2.0	2008.09.30	4 版
	2-21-28-1.4	2008.09.30	4 版		2-21-51-2.1	2008.09.30	4 版
	2-21-28-1.5	2008.09.30	4 版		2-21-51-3.0	2008.09.30	4 版
21-31	2-21-31-1.0	2008.09.30	4 版		2-21-51-4.0	2008.09.30	4 版
	2-21-31-1.1	2008.09.30	4 版		2-21-51-4.1	2008.09.30	4 版
	2-21-31-1.2	2008.09.30	4 版		2-21-51-4.2	2008.09.30	4 版
	2-21-31-1.3	2008.09.30	4 版		2-21-51-5.0	2008.09.30	4 版
	2-21-31-1.4	2008.09.30	4 版		2-21-51-7.0	2008.09.30	4 版
	2-21-31-1.5	2008.09.30	4 版		2-21-51-7.1	2008.09.30	4 版
	2-21-31-2.0	2008.09.30	4 版	21-52	2-21-52-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-31-3.0	2008.09.30	4 版		2-21-52-2.0	2008.09.30	4 版
21-32	2-21-32-1.0	2008.09.30	4 版		2-21-52-3.0	2008.09.30	4 版
	2-21-32-1.1	2008.09.30	4 版	21-53	2-21-53-1.0	2008.09.30	4 版
21-33	2-21-33-1.0	2008.09.30	4 版		2-21-53-1.1	2008.09.30	4 版
	2-21-33-2.0	2008.09.30	4 版		2-21-53-1.2	2008.09.30	4 版
	2-21-33-2.1	2008.09.30	4 版		2-21-53-1.3	2008.09.30	4 版
	2-21-33-3.0	2008.09.30	4 版	21-58	2-21-58-1.0	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员:
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-21-58-3.0	2008.09.30	4 版		2-22-11-2.0	2008.09.30	4 版
	2-21-58-4.0	2008.09.30	4 版		2-22-11-3.0	2008.09.30	4 版
	2-21-58-5.0	2008.09.30	4 版		2-22-11-3.1	2008.09.30	4 版
	2-21-58-7.0	2008.09.30	4 版		2-22-11-4.0	2008.09.30	4 版
	2-21-58-7.1	2008.09.30	4 版		2-22-11-4.1	2008.09.30	4 版
	2-21-58-7.2	2008.09.30	4 版		2-22-11-4.2	2008.09.30	4 版
	2-21-58-8.0	2008.09.30	4 版		2-22-11-5.0	2008.09.30	4 版
	2-21-58-8.1	2008.09.30	4 版		2-22-11-6.0	2008.09.30	4 版
	2-21-58-12.0	2008.09.30	4 版	22-14	2-22-14-1.0	2008.09.30	4 版
21-61	2-21-61-1.0	2008.09.30	4 版		2-22-14-2.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-1.1	2008.09.30	4 版	22-21	2-22-21-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-2.0	2008.09.30	4 版		2-22-21-1.1	2008.09.30	4 版
	2-21-61-3.0	2008.09.30	4 版	22-30	2-22-30-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-3.1	2008.09.30	4 版		2-22-30-1.1	2008.09.30	4 版
	2-21-61-4.0	2008.09.30	4 版		2-22-30-2.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-4.1	2008.09.30	4 版		2-22-30-2.1	2008.09.30	4 版
	2-21-61-5.0	2008.09.30	4 版	22-34	2-22-34-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-6.0	2008.09.30	4 版	22-41	2-22-41-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-7.0	2008.09.30	4 版		2-22-41-1.1	2008.09.30	4 版
	2-21-61-7.1	2008.09.30	4 版	23-GL	2-23-GL-0.0	2008.09.30	4 版
	2-21-61-7.2	2008.09.30	4 版		2-23-GL-0.1	2008.09.30	4 版
21-64	2-21-64-1.0	2008.09.30	4 版	23-11	2-23-11-1.0	2008.09.30	4 版
	2-21-64-2.0	2008.09.30	4 版		2-23-11-1.1	2008.09.30	4 版
21-65	2-21-65-1.0	2008.09.30	4 版	23-21	2-23-21-1.0	2008.09.30	4 版
22-GL	2-22-GL-0.0	2008.09.30	4 版	23-22	2-23-22-1.0	2008.09.30	4 版
	2-22-GL-0.1	2008.09.30	4 版	23-31	2-23-31-1.0	2008.09.30	4 版
	2-22-GL-0.2	2008.09.30	4 版		2-23-31-1.1	2008.09.30	4 版
22-10	2-22-10-1.0	2008.09.30	4 版		2-23-31-2.0	2008.09.30	4 版
	2-22-10-1.1	2008.09.30	4 版	23-40	2-23-40-1.0	2008.09.30	4 版
	2-22-10-1.2	2008.09.30	4 版		2-23-40-1.1	2008.09.30	4 版
22-11	2-22-11-1.0	2008.09.30	4 版	23-41	2-23-41-1.0	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-23-41-1.1	2008.09.30	4 版		2-24-41-1.2	2008.09.30	4 版
23-42	2-23-42-1.0	2008.09.30	4 版	25-GL	2-25-GL-0.0	2008.09.30	4 版
	2-23-42-1.1	2008.09.30	4 版		2-25-GL-0.1	2008.09.30	4 版
23-43	2-23-43-1.0	2008.09.30	4 版		2-25-GL-0.2	2008.09.30	4 版
23-51	2-23-51-3.0	2008.09.30	4 版	25-00	2-25-00-1.0	2008.09.30	4 版
	2-23-51-4.0	2008.09.30	4 版	25-11	2-25-11-1.0	2008.09.30	4 版
	2-23-51-4.1	2008.09.30	4 版		2-25-11-2.0	2008.09.30	4 版
	2-23-51-4.2	2008.09.30	4 版		2-25-11-2.1	2008.09.30	4 版
	2-23-51-5.0	2008.09.30	4 版	25-20	2-25-20-1.0	2008.09.30	4 版
23-71	2-23-71-1.0	2008.09.30	4 版	25-25	2-25-25-1.0	2008.09.30	4 版
24-GL	2-24-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-25-25-1.1	2008.09.30	4 版
24-00	2-24-00-1.0	2008.09.30	4 版		2-25-25-2.0	2008.09.30	4 版
	2-24-00-1.1	2008.09.30	4 版		2-25-25-2.1	2008.09.30	4 版
	2-24-00-2.0	2008.09.30	4 版	25-28	2-25-28-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-00-2.1	2008.09.30	4 版	25-38	2-25-38-2.0	2008.09.30	4 版
24-11	2-24-11-1.0	2008.09.30	4 版	25-41	2-25-41-1.0	2008.09.30	4 版
24-27	2-24-27-1.0	2008.09.30	4 版	25-50	2-25-50-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-27-2.0	2008.09.30	4 版	25-53	2-25-53-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-27-3.0	2008.09.30	4 版	25-54	2-25-54-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-27-4.0	2008.09.30	4 版	25-62	2-25-62-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-27-5.0	2008.09.30	4 版	25-63	2-25-63-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-27-6.0	2008.09.30	4 版		2-25-63-2.0	2008.09.30	4 版
24-30	2-24-30-1.0	2008.09.30	4 版		2-25-63-3.0	2008.09.30	4 版
	2-24-30-1.1	2008.09.30	4 版		2-25-63-4.0	2008.09.30	4 版
24-31	2-24-31-1.0	2008.09.30	4 版		2-26-63-10.0	2008.09.30	4 版
	2-24-31-1.1	2008.09.30	4 版	25-64	2-25-64-1.0	2008.09.30	4 版
	2-24-31-2.0	2008.09.30	4 版		2-25-64-1.1	2008.09.30	4 版
	2-24-31-2.1	2008.09.30	4 版	26-GL	2-26-GL-0.0	2008.09.30	4 版
24-32	2-24-32-1.0	2008.09.30	4 版		2-26-GL-0.1	2008.09.30	4 版
24-41	2-24-41-1.0	2008.09.30	4 版		2-26-GL-0.2	2008.09.30	4 版
	2-24-41-1.1	2008.09.30	4 版	26-11	2-26-11-1.0	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-26-11-2.0	2008.09.30	4 版		2-27-03-2.0	2008.09.30	4 版
26-12	2-26-12-1.0	2008.09.30	4 版	27-08	2-27-08-1.0	2008.09.30	4 版
26-14	2-26-14-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-08-2.0	2008.09.30	4 版
26-15	2-26-15-1.0	2008.09.30	4 版	27-11	2-27-11-1.0	2008.09.30	4 版
	2-26-15-1.1	2008.09.30	4 版		2-27-11-1.1.	2008.09.30	4 版
26-16	2-26-16-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-11-1.2	2008.09.30	4 版
	2-26-16-1.1	2008.09.30	4 版		2-27-11-2.0	2008.09.30	4 版
26-17	2-26-17-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-11-2.1	2008.09.30	4 版
	2-26-17-1.1	2008.09.30	4 版	27-21	2-27-21-1.0	2008.09.30	4 版
26-18	2-26-18-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-21-3.0	2008.09.30	4 版
	2-26-18-1.1	2008.09.30	4 版	27-32	2-27-32-1.0	2008.09.30	4 版
	2-26-18-1.2	2008.09.30	4 版		2-27-32-1.1	2008.09.30	4 版
	2-26-18-1.3	2008.09.30	4 版	27-41	2-27-41-1.0	2008.09.30	4 版
26-20	2-26-20-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-41-2.0	2008.09.30	4 版
	2-26-20-1.1	2008.09.30	4 版		2-27-41-2.1	2008.09.30	4 版
	2-26-20-2.0	2008.09.30	4 版	27-48	2-27-48-1.0	2008.09.30	4 版
	2-26-20-2.1	2008.09.30	4 版	27-51	2-27-51-1.0	2008.09.30	4 版
26-22	2-26-22-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-51-1.1	2008.09.30	4 版
	2-26-22-1.1	2008.09.30	4 版	27-62	2-27-62-1.0	2008.09.30	4 版
26-23	2-26-23-1.0	2008.09.30	4 版		2-27-62-2.0	2008.09.30	4 版
	2-26-23-1.1	2008.09.30	4 版	27-63	2-27-63-1.0	2008.09.30	4 版
	2-26-23-1.2	2008.09.30	4 版		2-27-63-1.1	2008.09.30	4 版
	2-26-23-1.3	2008.09.30	4 版		2-27-63-1.2	2008.09.30	4 版
26-26	2-26-26-1.0	2008.09.30	4 版	28-GL	2-28-GL-0.0	2008.09.30	4 版
	2-26-26-2.0	2008.09.30	4 版		2-28-GL-0.1	2008.09.30	4 版
	2-26-26-3.0	2008.09.30	4 版	28-11	2-28-11-1.0	2008.09.30	4 版
27-GL	2-27-GL-0.0	2008.09.30	4 版	28-21	2-28-21-1.0	2008.09.30	4 版
	2-27-GL-0.1	2008.09.30	4 版		2-28-21-1.1	2008.09.30	4 版
	2-27-GL-0.2	2008.09.30	4 版		2-28-21-2.0	2008.09.30	4 版
	2-27-GL-0.3	2008.09.30	4 版	28-22	2-28-22-1.0	2008.09.30	4 版
27-03	2-27-03-1.0	2008.09.30	4 版		2-28-22-1.1	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-28-22-2.0	2008.09.30	4 版		2-29-11-2.0	2008.09.30	4 版
	2-28-22-2.1	2008.09.30	4 版		2-29-11-3.0	2008.09.30	4 版
	2-28-22-3.0	2008.09.30	4 版		2-29-11-3.1	2008.09.30	4 版
	2-28-22-4.0	2008.09.30	4 版		2-29-11-3.2	2008.09.30	4 版
	2-28-22-5.0	2008.09.30	4 版		2-29-11-4.0	2008.09.30	4 版
	2-28-22-5.1	2008.09.30	4 版		2-29-11-5.0	2008.09.30	4 版
28-25	2-28-25-1.0	2008.09.30	4 版	29-18	2-29-18-1.0	2008.09.30	4 版
	2-28-25-2.0	2008.09.30	4 版	29-31	2-29-31-1.0	2008.09.30	4 版
28-26	2-28-26-1.0	2008.09.30	4 版		2-29-31-1.1	2008.09.30	4 版
	2-28-26-1.1	2008.09.30	4 版		2-29-31-2.0	2008.09.30	4 版
28-40	2-28-40-1.0	2008.09.30	4 版		2-29-31-2.1	2008.09.30	4 版
	2-28-40-1.1	2008.09.30	4 版		2-29-31-3.0	2008.09.30	4 版
	2-28-40-2.0	2008.09.30	4 版	29-32	2-29-32-1.0	2008.09.30	4 版
	2-28-40-2.1	2008.09.30	4 版		2-29-32-1.1	2008.09.30	4 版
	2-28-40-2.2	2008.09.30	4 版	29-33	2-29-33-1.0	2008.09.30	4 版
28-41	2-28-41-1.0	2008.09.30	4 版		2-29-33-1.1	2008.09.30	4 版
	2-28-41-1.1	2008.09.30	4 版		2-29-33-2.0	2008.09.30	4 版
	2-28-41-1.2	2008.09.30	4 版		2-29-33-2.1	2008.09.30	4 版
	2-28-41-1.3	2008.09.30	4 版		2-29-33-2.2	2008.09.30	4 版
	2-28-41-2.0	2008.09.30	4 版	30-GL	2-30-GL-0.0	2008.09.30	4 版
	2-28-41-6.0	2008.09.30	4 版		2-30-GL-0.1	2008.09.30	4 版
	2-28-41-7.0	2008.09.30	4 版	30-11	2-30-11-1.0	2008.09.30	4 版
	2-28-41-7.1	2008.09.30	4 版		2-30-11-1.1	2008.09.30	4 版
28-42	2-28-42-1.0	2008.09.30	4 版		2-30-11-2.0	2008.09.30	4 版
	2-28-42-1.1	2008.09.30	4 版		2-30-11-3.0	2008.09.30	4 版
28-43	2-28-43-1.0	2008.09.30	4 版	30-21	2-30-21-1.0	2008.09.30	4 版
28-44	2-28-44-1.0	2008.09.30	4 版		2-30-21-1.1	2008.09.30	4 版
	2-28-44-1.1	2008.09.30	4 版		2-30-21-1.2	2008.09.30	4 版
29-GL	2-29-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-30-21-2.0	2008.09.30	4 版
	2-29-GL-0.1	2008.09.30	4 版		2-30-21-2.1	2008.09.30	4 版
29-11	2-29-11-1.0	2008.09.30	4 版		2-30-21-3.0	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员:
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-30-21-3.1	2008.09.30	4 版		2-32-GL-0.1	2008.09.30	4 版
30-31	2-30-31-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-GL-0.2	2008.09.30	4 版
	2-30-31-2.0	2008.09.30	4 版		2-32-GL-0.3	2008.09.30	4 版
	2-30-31-2.1	2008.09.30	4 版	32-30	2-32-30-1.0	2008.09.30	4 版
	2-30-31-5.0	2008.09.30	4 版		2-32-30-1.1	2008.09.30	4 版
30-32	2-30-32-1.0	2008.09.30	4 版	32-31	2-32-31-1.0	2008.09.30	4 版
30-33	2-30-33-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-31-1.1	2008.09.30	4 版
30-41	2-30-41-1.0	2008.09.30	4 版	32-32	2-32-32-1.0	2008.09.30	4 版
	2-30-41-1.1	2008.09.30	4 版	32-41	2-32-41-1.0	2008.09.30	4 版
	2-30-41-2.0	2008.09.30	4 版		2-32-41-1.1	2008.09.30	4 版
	2-30-41-2.1	2008.09.30	4 版		2-32-41-1.2	2008.09.30	4 版
	2-30-41-3.0	2008.09.30	4 版		2-32-41-1.3	2008.09.30	4 版
30-42	2-30-42-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-41-1.4	2008.09.30	4 版
30-71	2-30-71-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-41-1.5	2008.09.30	4 版
	2-30-71-1.1	2008.09.30	4 版		2-32-41-1.6	2008.09.30	4 版
30-72	2-30-72-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-41-2.0	2008.09.30	4 版
30-80	2-30-80-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-41-2.1	2008.09.30	4 版
	2-30-80-1.1	2008.09.30	4 版		2-32-41-3.0	2008.09.30	4 版
31-GL	2-31-GL-0.0	2008.09.30	4 版	32-42	2-32-42-1.0	2008.09.30	4 版
31-25	2-31-25-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-42-1.1	2008.09.30	4 版
31-31	2-31-31-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-42-1.2	2008.09.30	4 版
31-41	2-31-41-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-42-2.0	2008.09.30	4 版
	2-31-41-1.1	2008.09.30	4 版		2-32-42-2.1	2008.09.30	4 版
	2-31-41-1.2	2008.09.30	4 版		2-32-42-2.2	2008.09.30	4 版
31-51	2-31-51-1.0	2008.09.30	4 版		2-32-42-3.0	2008.09.30	4 版
31-61	2-31-61-4.0	2008.09.30	4 版		2-32-42-3.1	2008.09.30	4 版
	2-31-61-4.1	2008.09.30	4 版		2-32-42-4.0	2008.09.30	4 版
	2-31-61-5.0	2008.09.30	4 版		2-32-42-4.1	2008.09.30	4 版
	2-31-61-5.1	2008.09.30	4 版		2-32-42-4.2	2008.09.30	4 版
	2-31-61-5.2	2008.09.30	4 版	32-44	2-32-44-2.0	2008.09.30	4 版
32-GL	2-32-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-32-44-2.1	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-32-44-3.0	2008.09.30	4 版		2-33-42-2.0	2008.09.30	4 版
	2-32-44-3.1	2008.09.30	4 版		2-33-42-3.0	2008.09.30	4 版
	2-32-44-3.2	2008.09.30	4 版	33-43	2-33-43-1.0	2008.09.30	4 版
	2-32-44-4.0	2008.09.30	4 版	33-44	2-33-44-1.0	2008.09.30	4 版
	2-32-44-5.0	2008.09.30	4 版	33-45	2-33-45-1.0	2008.09.30	4 版
	2-32-44-5.1	2008.09.30	4 版	33-51	2-33-51-1.0	2008.09.30	4 版
32-45	2-32-45-2.0	2008.09.30	4 版		2-33-51-2.0	2008.09.30	4 版
32-46	2-32-46-1.0	2008.09.30	4 版		2-33-51-3.0	2008.09.30	4 版
32-51	2-32-51-1.0	2008.09.30	4 版		2-33-51-3.1	2008.09.30	4 版
32-61	2-32-61-1.0	2008.09.30	4 版	34-GL	2-34-GL-0.0	2008.09.30	4 版
	2-32-61-2.0	2008.09.30	4 版		2-34-GL-0.1	2008.09.30	4 版
	2-32-61-2.1	2008.09.30	4 版		2-34-GL-0.2	2008.09.30	4 版
32-71	2-32-71-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-GL-0.3	2008.09.30	4 版
	2-32-71-1.1	2008.09.30	4 版		2-34-GL-0.4	2008.09.30	4 版
	2-32-71-2.0	2008.09.30	4 版		2-34-GL-0.5	2008.09.30	4 版
	2-32-71-2.1	2008.09.30	4 版	34-00	2-34-00-1.0	2008.09.30	4 版
33-GL	2-33-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-34-00-1.1	2008.09.30	4 版
	2-33-GL-0.1	2008.09.30	4 版	34-13	2-34-13-1.0	2008.09.30	4 版
	2-33-GL-0.2	2008.09.30	4 版		2-34-13-1.1	2008.09.30	4 版
33-11	2-33-11-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-13-2.0	2008.09.30	4 版
33-14	2-33-14-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-13-6.0	2008.09.30	4 版
33-21	2-33-21-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-13-7.0	2008.09.30	4 版
33-24	2-33-24-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-13-7.1	2008.09.30	4 版
	2-33-24-1.1	2008.09.30	4 版		2-34-13-8.0	2008.09.30	4 版
33-31	2-33-31-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-13-9.0	2008.09.30	4 版
	2-33-31-2.0	2008.09.30	4 版		2-34-13-10.0	2008.09.30	4 版
	2-33-31-3.0	2008.09.30	4 版	34-16	2-34-16-1.0	2008.09.30	4 版
	2-33-31-4.0	2008.09.30	4 版	34-21	2-34-21-1.0	2008.09.30	4 版
33-37	2-33-37-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-21-1.1	2008.09.30	4 版
33-41	2-33-41-1.0	2008.09.30	4 版	34-22	2-34-22-3.0	2008.09.30	4 版
33-42	2-33-42-1.0	2008.09.30	4 版		2-34-22-4.0	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-34-22-5.0	2008.09.30	4 版	35-11	2-35-11-2.0	2008.09.30	4 版
	2-34-22-5.1	2008.09.30	4 版		2-35-11-2.1	2008.09.30	4 版
	2-34-22-6.0	2008.09.30	4 版	35-20	2-35-20-1.0	2008.09.30	4 版
	2-34-22-6.1	2008.09.30	4 版	35-21	2-35-21-1.0	2008.09.30	4 版
	2-34-22-7.0	2008.09.30	4 版		2-35-21-1.1	2008.09.30	4 版
	2-34-22-8.0	2008.09.30	4 版	35-31	2-35-31-1.0	2008.09.30	4 版
34-23	2-34-23-1.0	2008.09.30	4 版		2-35-31-1.1	2008.09.30	4 版
34-24	2-34-24-1.0	2008.09.30	4 版	36-GL	2-36-GL-0.0	2008.09.30	4 版
34-31	2-34-31-1.0	2008.09.30	4 版	36-11	2-36-11-1.0	2008.09.30	4 版
34-32	2-34-32-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-1.1	2008.09.30	4 版
34-33	2-34-33-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-2.0	2008.09.30	4 版
	2-34-33-1.1	2008.09.30	4 版		2-36-11-2.1	2008.09.30	4 版
34-40	2-34-40-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-3.0	2008.09.30	4 版
34-43	2-34-43-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-3.1	2008.09.30	4 版
34-46	2-34-46-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-4.0	2008.09.30	4 版
	2-34-46-1.1	2008.09.30	4 版		2-36-11-4.1	2008.09.30	4 版
	2-34-46-1.2	2008.09.30	4 版		2-36-11-5.0	2008.09.30	4 版
34-51	2-34-51-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-6.0	2008.09.30	4 版
34-53	2-34-53-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-6.1	2008.09.30	4 版
34-55	2-34-55-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-7.0	2008.09.30	4 版
34-57	2-34-57-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-7.1	2008.09.30	4 版
34-60	3-34-60-3.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-9.0	2008.09.30	4 版
34-61	2-34-61-1.0	2008.09.30	4 版		2-36-11-9.1	2008.09.30	4 版
	2-34-61-1.1	2008.09.30	4 版		2-36-11-9.2	2008.09.30	4 版
	2-34-61-1.2	2008.09.30	4 版		2-36-11-10.0	2008.09.30	4 版
	2-34-61-1.3	2008.09.30	4 版	36-12	2-36-12-2.0	2008.09.30	4 版
	2-34-61-1.4	2008.09.30	4 版		2-36-12-2.1	2008.09.30	4 版
	2-34-61-2.0	2008.09.30	4 版	36-21	2-36-21-1.0	2008.09.30	4 版
	2-34-61-2.1	2008.09.30	4 版		2-36-21-2.0	2008.09.30	4 版
	2-34-61-2.2	2008.09.30	4 版	36-22	2-36-22-1.0	2008.09.30	4 版
35-GL	2-35-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-36-22-1.1	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009 年 1 月 15 日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	2-36-22-3.0	2008.09.30	4 版		2-52-11-4.1	2008.09.30	4 版
	2-36-22-3.1	2008.09.30	4 版		2-52-11-4.2	2008.09.30	4 版
	2-36-22-4.0	2008.09.30	4 版	52-30	2-52-30-1.0	2008.09.30	4 版
	2-36-22-5.0	2008.09.30	4 版		2-52-30-1.1	2008.09.30	4 版
	2-36-22-6.0	2008.09.30	4 版		2-52-30-3.0	2008.09.30	4 版
	2-36-22-6.1	2008.09.30	4 版	52-35	2-52-35-1.0	2008.09.30	4 版
38-10	2-38-10-1.0	2008.09.30	4 版	52-51	2-52-51-1.0	2008.09.30	4 版
38-30	2-38-30-1.0	2008.09.30	4 版		2-52-51-1.1	2008.09.30	4 版
	2-38-30-1.1	2008.09.30	4 版		2-52-51-2.0	2008.09.30	4 版
38-32	2-38-32-1.0	2008.09.30	4 版		2-52-51-3.0	2008.09.30	4 版
49-GL	2-49-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-52-51-3.1	2008.09.30	4 版
49-11	2-49-11-1.0	2008.09.30	4 版		2-52-51-3.2	2008.09.30	4 版
49-15	2-49-15-1.0	2008.09.30	4 版		2-52-51-3.3	2008.09.30	4 版
	2-49-15-1.1	2008.09.30	4 版		2-52-51-4.0	2008.09.30	4 版
	2-49-15-1.2	2008.09.30	4 版	52-71	2-52-71-1.0	2008.09.30	4 版
	2-49-15-1.3	2008.09.30	4 版		2-52-71-1.1	2008.09.30	4 版
49-61	2-49-61-1.0	2008.09.30	4 版		2-52-71-1.2	2008.09.30	4 版
49-70	2-49-70-1.0	2008.09.30	4 版		2-52-71-1.3	2008.09.30	4 版
	2-49-70-2.0	2008.09.30	4 版		2-52-71-1.4	2008.09.30	4 版
49-71	2-49-71-1.0	2008.09.30	4 版	56-11	2-56-11-1.0	2008.09.30	4 版
49-72	2-49-72-1.0	2008.09.30	4 版		2-56-11-1.1	2008.09.30	4 版
	2-49-72-2.0	2008.09.30	4 版	73-GL	2-73-GL-0.0	2008.09.30	4 版
49-73	2-49-73-1.0	2008.09.30	4 版	73-21	2-73-21-1.0	2008.09.30	4 版
49-94	2-49-94-1.0	2008.09.30	4 版		2-73-21-2.0	2008.09.30	4 版
52-GL	2-52-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-73-21-3.0	2008.09.30	4 版
	2-52-GL-0.1	2008.09.30	4 版		2-73-21-6.0	2008.09.30	4 版
52-11	2-52-11-1.0	2008.09.30	4 版		2-73-21-8.0	2008.09.30	4 版
	2-52-11-1.1	2008.09.30	4 版	73-31	2-73-31-1.0	2008.09.30	4 版
	2-52-11-2.0	2008.09.30	4 版		2-73-31-1.1	2008.09.30	4 版
	2-52-11-3.0	2008.09.30	4 版		2-73-31-1.2	2008.09.30	4 版
	2-52-11-4.0	2008.09.30	4 版		2-73-31-1.3	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
74-00	2-74-00-1.0	2008.09.30	4 版		2-79-35-3.0	2008.09.30	4 版
	2-74-00-2.0	2008.09.30	4 版	80-GL	2-80-GL-0.0	2008.09.30	4 版
74-21	2-74-21-1.0	2008.09.30	4 版	80-00	2-80-00-1.0	2008.09.30	4 版
	2-74-21-1.1	2008.09.30	4 版		2-80-00-2.0	2008.09.30	4 版
77-GL	2-77-GL-0.0	2008.09.30	4 版		2-80-00-2.1	2008.09.30	4 版
77-00	2-77-00-1.0	2008.09.30	4 版	80-11	2-80-11-2.0	2008.09.30	4 版
77-11	2-77-11-1.0	2008.09.30	4 版		2-80-11-2.1	2008.09.30	4 版
77-12	2-77-12-2.0	2008.09.30	4 版	**第三部分：外形缺损清单（CDL）**			
	2-77-12-4.0	2008.09.30	4 版	目录	3-00-0.1	2008.09.30	4 版
77-21	2-77-21-1.0	2008.09.30	4 版		3-00-0.2	2008.09.30	4 版
77-22	2-77-22-1.0	2008.09.30	4 版		3-00-0.3	2008.09.30	4 版
77-31	2-77-31-1.0	2008.09.30	4 版		3-00-0.4	2008.09.30	4 版
78-GL	2-78-GL-0.0	2008.09.30	4 版	一般说明	3-00-1.0	2008.09.30	4 版
78-31	2-78-31-1.0	2008.09.30	4 版		3-00-1.1	2008.09.30	4 版
	2-78-31-1.1	2008.09.30	4 版	02-GL	3-02-GL-0.0	2008.09.30	4 版
	2-78-31-1.2	2008.09.30	4 版		3-02-GL-0.1	2008.09.30	4 版
	2-78-31-1.3	2008.09.30	4 版		3-02-GL-0.2	2008.09.30	4 版
78-34	2-78-34-1.0	2008.09.30	4 版		3-02-GL-0.3	2008.09.30	4 版
	2-78-34-1.1	2008.09.30	4 版	21-32-1	3-21-32-1.0	2008.09.30	4 版
	2-78-34-2.0	2008.09.30	4 版	21-53-1	3-21-53-1.0	2008.09.30	4 版
	2-78-34-3.0	2008.09.30	4 版	21-53-2	3-21-53-2.0	2008.09.30	4 版
78-36	2-78-36-1.0	2008.09.30	4 版	21-53-3	3-21-53-3.0	2008.09.30	4 版
	2-78-36-2.0	2008.09.30	4 版	23-61-1	3-21-61-1.0	2008.09.30	4 版
	2-78-36-3.0	2008.09.30	4 版	27-51-1	3-27-51-1.0	2008.09.30	4 版
	2-78-36-3.1	2008.09.30	4 版	27-51-2	3-27-51-2.0	2008.09.30	4 版
	2-78-36-3.2	2008.09.30	4 版	27-81-1	3-27-81-1.0	2008.09.30	4 版
79-GL	2-79-GL-0.0	2008.09.30	4 版	27-81-2	3-27-81-2.0	2008.09.30	4 版
79-31	2-79-31-1.0	2008.09.30	4 版	27-82-1	3-27-82-1.0	2008.09.30	4 版
79-32	2-79-32-1.0	2008.09.30	4 版	28-22-1	3-28-22-1.0	2008.09.30	4 版
79-33	2-79-33-1.0	2008.09.30	4 版	28-44-1	3-28-44-1.0	2008.09.30	4 版
79-35	2-79-35-2.0	2008.09.30	4 版	32-10-1	3-32-10-1.0	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
32-12-1	3-32-12-1.0	2008.09.30	4 版	55-40-1	3-55-40-1.0	2008.09.30	4 版
32-71-1	3-32-71-1.0	2008.09.30	4 版	56-11-1	3-56-11-1.0	2008.09.30	4 版
32-71-2	3-32-71-2.0	2008.09.30	4 版	57-00-1	3-57-00-1.0	2008.09.30	4 版
33-31-1	3-33-31-1.0	2008.09.30	4 版	57-20-1	3-57-20-1.0	2008.09.30	4 版
33-41-1	3-33-41-1.0	2008.09.30	4 版	57-41-1	3-57-41-1.0	2008.09.30	4 版
33-42-1	3-33-42-1.0	2008.09.30	4 版	57-41-3	3-57-41-3.0	2008.09.30	4 版
33-44-1	3-33-44-1.0	2008.09.30	4 版	57-41-4	3-57-41-4.0	2008.09.30	4 版
33-44-2	3-33-44-2.0	2008.09.30	4 版	57-41-5	3-57-41-5.0	2008.09.30	4 版
33-44-3	3-33-44-3.0	2008.09.30	4 版	57-41-6	3-57-41-6.0	2008.09.30	4 版
33-45-1	3-33-45-1.0	2008.09.30	4 版	57-43-1	3-57-43-1.0	2008.09.30	4 版
33-51-1	3-33-51-1.0	2008.09.30	4 版	57-51-1	3-57-51-1.0	2008.09.30	4 版
52-36-1	3-52-36-1.0	2008.09.30	4 版	57-51-2	3-57-51-2.0	2008.09.30	4 版
52-49-1	3-52-49-1.0	2008.09.30	4 版	57-51-3	3-57-51-3.0	2008.09.30	4 版
52-49-2	3-52-49-2.0	2008.09.30	4 版	57-51-4	3-57-51-4.0	2008.09.30	4 版
52-49-4	3-52-49-4.0	2008.09.30	4 版	57-51-7	3-57-51-7.0	2008.09.30	4 版
52-49-5	3-52-49-5.0	2008.09.30	4 版	57-53-1	3-57-53-1.0	2008.09.30	4 版
52-49-6	3-52-49-6.0	2008.09.30	4 版	57-53-2	3-57-53-2.0	2008.09.30	4 版
53-16-1	3-53-16-1.0	2008.09.30	4 版	57-60-1	3-57-60-1.0	2008.09.30	4 版
53-30-1	3-53-30-1.0	2008.09.30	4 版	57-60-2	3-57-60-2.0	2008.09.30	4 版
53-65-1	3-53-65-1.0	2008.09.30	4 版	57-70-1	3-57-70-1.0	2008.09.30	4 版
53-85-1	3-53-85-1.0	2008.09.30	4 版	78-31-3	3-78-31-3.0	2008.09.30	4 版
54-53-1	3-54-53-1.0	2008.09.30	4 版	78-31-3	3-78-31-3.1	2008.09.30	4 版
54-53-2	3-54-53-2.0	2008.09.30	4 版	第四部分：转场			
55-10-1	3-55-10-1.0	2008.09.30	4 版	4-00	4-00-0.0	2008.09.30	4 版
55-10-2	3-55-10-2.0	2008.09.30	4 版		4-00-0.1	2008.09.30	4 版
55-16-1	3-55-16-1.0	2008.09.30	4 版	第五部分：杂项索引			
55-20-1	3-55-20-1.0	2008.09.30	4 版	5-00	5-00-0.0	2008.09.30	4 版
55-20-2	3-55-20-2.0	2008.09.30	4 版		5-00-0.1	2008.09.30	4 版
55-30-1	3-55-30-1.0	2008.09.30	4 版	5-28	5-28-1.0	2008.09.30	4 版
55-30-2	3-55-30-2.0	2008.09.30	4 版		5-28-1.1	2008.09.30	4 版
55-31-1	3-55-31-1.0	2008.09.30	4 版		5-28-1.2	2008.09.30	4 版

民航上海监管办
监察员：
2009 年 1 月 15 日

章节号	页次	日期	版本号	章节号	页次	日期	版本号
	5-28-1.3	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.4	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.5	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.6	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.7	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.8	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.9	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.10	2008.09.30	4 版				
	5-28-1.11	2008.09.30	4 版				
5-32	5-32-1.0	2008.09.30	4 版				
	5-32-1.1	2008.09.30	4 版				
5-49	5-49-1.0	2008.09.30	4 版				
	5-49-1.1	2008.09.30	4 版				

民航上海监管办
监察员：
2009年1月15日

目　　录

批准页

中国东方航空公司 MEL 的制定、管理和使用说明

定义

修订记录表

有效页清单

总目录

EICAS

最低设备清单

CDL

第 1 章 EICAS 信息表

一、前 言

发动机指示及机组警告系统（EICAS）用来显示发动机参数，机组应警惕的不正常情况，系统状态和维护数据等内容。EICAS 信息的分类如下：

WARNING（警告信息）	——最高级警告信息，在最上面以红色显示，红色主警告灯亮，主警告音响发声（铃声、警笛或话音）。要求机组立即采取措施。
CAUTION（警戒信息）	——在警告信息下面，以琥珀色显示，琥珀色主警戒灯亮，主警戒音响发声（笛声或话音）。机组需立即知晓，并在将来采取措施。
ADVISORY（咨询信息）	——在最下面显示，琥珀色信息，左边空一格，机组应知晓，并可能需在将来采取措施。
STATUS（状态信息）	——白色信息，显示在 EICAS 状态页上，提供放行前机组需知道的放行资料。
MAINTENANCE（维护信息）	——白色信息，显示在 EICAS ECS/MSG（环境控制/维护信息）页上，供机务人员使用。

所有影响飞机放行的状态级以上缺件信息，及其产生原因，都必须在放行前加以排除，或查阅 MEL 来决定是否可以放行。状态信息表示影响放行的设备故障，但须和更高级的 EICAS 信息警告分别开，维护信息对放行没有什么影响，但必须按照规定的维修程序进行修正。下列的 EICAS 信息表中包括警告、警戒、咨询或状态等信息。本章提供 EICAS 信息和 MEL 项目之间的快速检查手段，从而查出是否可以放行。但本表只能用作指导，它不可能纳入所有信息，或造成某一信息出现的所有系统故障组合。维护信息不妨碍放行，但必须按航空公司批准的维修方案加以排除。

767 飞机放行与否，是由机组飞前驾驶舱准备时所检查出来的状态信息决定的。这是因为任何适航性项目都是由状态级以上信息来鉴定的。飞机在离港之前，必须排除产生状态信息的所有故障，或从 MEL（最低设备清单）中找出放行依据。

在“警戒”和“咨询”信息是被忽略的（警告信息应立即采取措施）。因为它们所反映的是系统不工作时的状态。在机组准备飞机的过程中，随着驾驶舱操纵动作的改变，这些信息将会自动消失。警告信息则要求一出现立即处理。

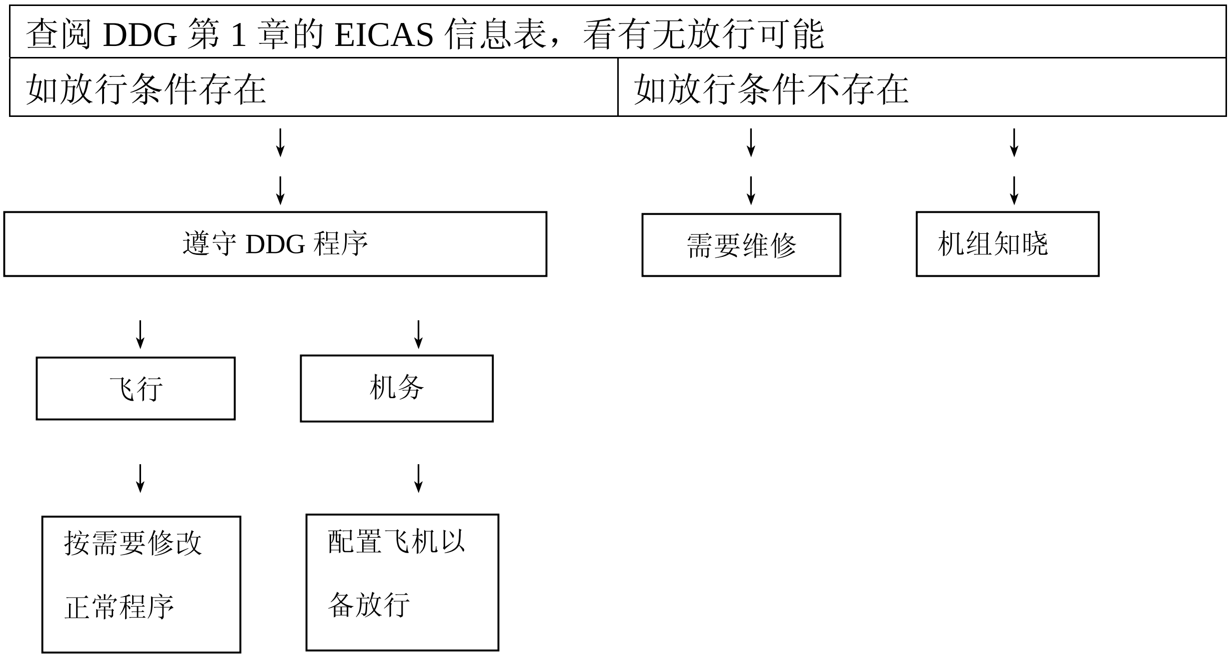
发动机起动后不必要检查状态信息，任何影响到飞行安全的或须引起机组注意的信息，都会显示在 EICAS 上，从发动机起动到完成飞机发动机关断，EICAS 警戒信息都提示机组对非正常条件或非正确构形引起警戒。发动机起动后，起飞前，任何警戒信息都要求机组采取适当的非常规性措施，非常规性措施完成后起飞前，可根据 DDG 或航空公司同样的文件来决定，按 MEL 是否可放行。

能否带着无效的 EICAS 信息放行取决于信息的等级。按项目 31-61-4 规定，允许带无效的状态级信息放行，但必须证实相关的设备工作正常，或遵照相应的放行规定。然而 MEL 中没有专门的项目来说明带无效的警戒级别的信息（警告、警戒、咨询）放行飞机，如前所述，这些信息需要飞行员知晓或采取措施。所以如果 EICAS 上显示出某一信息，只有 MEL 中允许相应的设备带故障放行，且执行了放行偏差指南中规定的程序时才能放行飞机。如果某一系统因被解除工作而导致相应的 EICAS 信息无显示，只有确信飞行中不需要知道被解除工作的设备的相应信息时才能放行飞机，且应挂上标牌，填写好飞行记录本以使机组明白情况。

MEL 列出在允许放行条件下飞机上允许失效设备的项目和状态。交叉参考目录的用途是把显示的 EICAS 信息与允许放行的 MEL 项目联系起来。它用来帮助飞行员快速识别正确的 MEL 项目以查询并判断飞机的可放行性。目录包括信息、发生的情况 ，信息等级和 MEL 交叉参考的说明，如下所示。

XX-XX-XX	当有关信息显示时，为放行须查询指示的 MEL 项目。如果信息说明指出不止一条可能的设备故障时，可能列出多个 MEL 项目，这种情况下，可能需要另外的系统排故来判断所存在的设备故障。
不放行	不允许放行，除非相关信息是状态信息，且： 1）发动机起动后信息消失或 2）信息无效，动用 MEL31-61-4 来实施放行。
- - -	该信息不一定指示系统有故障或失效，只要完成以下相应的机组步骤，就允许放行。

下面是利用状态信息（发动机起动前）或警戒信息（起飞前）来决定能否放行飞机的工作程序：


查阅 DDG 第 1 章的 EICAS 信息表，看有无放行可能
如放行条件存在
如放行条件不存在
遵守 DDG 程序
需要维修
机组知晓
飞行
机务
按需要修改
正常程序
配置飞机以
备放行

二、EICAS 信息交互参考表

信息	信息等级	MEL 项目
ACCESS DOORS 工作口盖	咨询	52-71-1
AFT CABIN TEMP 后客舱温度	咨询	21-61-1 21-61-4 21-61-6
AFT CARGO DET1 后货舱探测器 1	状态	26-16-1
AFT CARGO DET2 后货舱探测器 2	状态	26-16-1
AFT CARGO DOOR 后货舱门	咨询 警戒	52-71-1
AFT CARGO FIRE 后货舱火警	警告	26-16-1
AFT CARGO OVHT 后货舱过热	咨询	21-40-1 21-40-2
AFT EQ EXH FAN1 后设备舱排气风扇	状态	21-58-5
AFT EQ EXH FAN2 后设备舱排气风扇 2	状态	21-58-5
AFT EQPT CLG FAN 后设备冷却风扇	状态	无
AFT FUEL X-FEED 后燃油交输	咨询	28-22-3
AILERON LOCKOUT 副翼锁定	咨询	27-11-2
AIR/GND DISAGREE 空地不一致	状态	无
AIR/GND SYS 空/地系统	咨询	无
ALT CALLOUT 高度报告	咨询	34-46-1
ALT DISAGREE 高度不一致	警戒	无
ALTITUDE ALERT 高度警告	警戒	34-16-1

信息	信息等级	MEL 项目
ALTN ANTISKID 备用防滞刹车	状态	32-42-1 32-42-2
ANTISKID 防滞刹车	咨询	32-42-1
ANTISKID OFF 防滞刹车关断	咨询	32-42-1 32-44-2
APU BAT CHGR APU 电瓶充电器	状态	24-31-2
APU BAT DISCH APU 电瓶放电	咨询	24-31-1
APU BAT NO STBY APU 电瓶无备用	状态	24-31-1 24-31-3
APU BLEED VAL APU 引气活门	咨询	36-11-4
APU BTL APU 灭火瓶	咨询	26-20-1 26-22-1
APU DOOR APU 门	状态	49-15-1
APU FAULT APU 故障	咨询	49-11-1
APU FIRE APU 火警	警告	26-15-1
APU FIRE LP1 APU 火警环路 1	状态	26-15-1
APU FIRE LP2 APU 火警环路 2	状态	26-15-1
APU FUEL VAL APU 燃油活门	咨询	28-25-2
APU GEN OFF APU 发电机关断	咨询	24-00-2
APU ISLN VAL APU 隔离活门	状态	28-25-3
APU OIL QTY APU 滑油量	状态	49-94-1
ATC FAULT ATC 故障	咨询	34-53-1
ATT DISAGREE 姿态不一致	警戒	34-21-1 34-22-3 34-22-5

信息	信息等级	MEL 项目
ATT FAIL（provisions only） 姿态失效（仅指装置）	咨询	34-25-1
AUTO SPEEDBRAKE 自动减速板	咨询	27-62-1
AUTOBRAKE 自动刹车	咨询	32-42-4
AUTOPILOT 自动驾驶	警戒	22-10-1 34-31-1 34-33-1 34-61-1
AUTOPILOT DISC 自动驾驶脱开	警告	22-10-1
AUTOTHROT DISC 自动油门脱开	警戒	22-30-1
BATTERY OFF 电瓶关断	咨询	N/A
BLEED SYSTEM 引气系统	状态	N/A
BODY DUCT LEAK 机身管道漏气	警戒	26-18-1
BODY DUCT LP1 机身管道 1 号环路	状态	26-18-1
BODY DUCT LP2 机身管道 2 号环路	状态	26-18-1
BRAKE SOURCE 刹车源	咨询	32-41-2
BULK CARGO DOOR 散装货舱门	咨询	52-71-1
BULK CARGO FAN 散装货舱风扇	状态	21-40-1
BULK CARGO OVHT 散装货舱过热	咨询	21-40-1
C BLD ISLN VAL 中央引气隔离活门	咨询	36-11-7
C DEM HYD OVHT 中央液压需求过热	咨询	29-32-1

信息	信息等级	MEL 项目
C HYD1 OVHT 中央液压 1 号过热	咨询	无
C HYD2 OVHT 中央液压 2 号过热	咨询	29-11-2 29-32-1
C HYD DEM PUMP 中央需求液压泵	咨询	29-11-3 29-31-2
C HYD RPIM 1 中 1 号主液压	咨询	无
C HYD RPIM 2 中 2 号主液压	咨询	29-11-2 29-31-2
C HYD QTY 中液压油量	咨询	29-33-1 29-33-2
C HYD SYS MAINT 中液压系统维护	状态	29-11-3
C HYD SYS PRESS 中液压系统压力	警戒	29-11-2 29-11-3
C IRS DC FAIL 中惯导直流失效	咨询	34-21-1
C IRS FAULT 中惯导故障	咨询	34-21-1
C IRS ON DC 中惯导接通直流	咨询	34-21-1
C TAIL HYD VAL 中液压尾翼活门	咨询	27-03-1
C WING HYD VAL 中液压机翼活门	咨询	27-03-1
CABIN ALERT 座舱警告	通信 E	N/A
CABIN ALTITUDE 座舱高度	警告	无
CABIN ALT AUTO 1 座舱高度自动 1	状态	21-31-1
CABIN ALT AUTO 2 座舱高度自动 2	状态	21-31-1
CABIN AUTO INOP 座舱自动不工作	警戒	21-31-1
CABIN CALL 座舱呼叫	通信 E	N/A

信息	信息等级	MEL 项目
CAPT INSTR XFER 机长仪表转换	状态	无
CAPT PITOT 机长皮托管	咨询	30-31-1 30-31-5
CARGO BTL 1 货舱灭火瓶 1	咨询	26-20-1 26-23-1
CARGO BTL 2 货舱灭火瓶 2	咨询	26-20-1 26-23-1
CARGO DET AIR 货舱探测空气	状态	26-14-1 26-16-1
CARGO DOORS 货舱门	咨询	52-71-1
CARGO TRIM AIR 货舱调节空气	状态	21-28-1
CARGO GND EX VALVE 货舱地面排气活门	状态	21-28-1
CARGO FLOOR OVHT 货舱地板过热	咨询	21-28-1
COMPARATOR BITE 比较器自检	状态	34-22-5
CTR L FUEL PUMP 中左燃油泵	咨询	28-22-2
CTR R FUEL PUMP 中右燃油泵	咨询	28-22-2
E/E ACCESS DOOR E/E 舱门	咨询	52-71-1
EICAS CONT PNL EICAS 控制板	咨询	31-41-1
EICAS DISAGREE EICAS 不一致	状态	31-41-1 73-31-1
EICAS DISPLAY EICAS 显示	咨询	31-41-1
EICAS SCC EICAS 信息综合卡	状态	31-61-4 31-61-5
EICAS SCC I/F EICAS 信息综合卡界面	状态	31-61-4 31-61-5
EICAS SOFTWARE EICAS 软件	状态	无

信息	信息等级	MEL 项目
ELEV FEEL 升降舵感觉	咨询 状态	无
ELT ON 应急定位发射机接通	咨询	无
EMER DOOR 应急舱门	咨询	52-71-1
EMER LIGHTS 应急灯光	咨询	无
ENG BTL1 发动机 1 号灭火瓶	咨询	26-20-1
ENG BTL2 发动机 2 号灭火瓶	咨询	26-20-1
ENGINE CONTROLS 发动机控制	咨询	73-21-1
FAST/SLOW FAIL （provisions only） 快/慢失效（仅指装置）	咨询	22-30-1 34-22-4 34-13-10
FD COMMAND FAIL （prvisions only） 飞行指引仪指令失效	咨询	34-22-4
FIRE/OVHT SYS 火警/过热系统	咨询	26-11-1 26-11-2 26-15-1 26-16-1
FLAPS 襟翼	警告	无
FLAP LD RELIEF 襟翼卸载	咨询	27-51-1
FLAP/SLAT ELEC 襟/缝翼电子装置	状态	无
FLT CONT VALS 飞行控制活门	咨询	27-03-1
FLT DATA ACQ 飞行数据采集组件	状态	31-31-1
FLT DATA REC 飞行数据记录器	状态	31-31-1
FLT DECK DOOR 驾驶舱门	咨询	52-71-1

信息	信息等级	MEL 项目
FLT DECK TEMP 驾驶舱温度	咨询	21-61-2 21-61-4 21-61-6
FMC MESSAGE FMC 信息	咨询	34-61-1
FUEL CONFIG 燃油形态	咨询	28-22-2 28-41-1 28-41-2
FUEL CROSSFEED 燃油交输	咨询	28-22-3
FUEL QTY BITE 燃油量自检	状态	28-41-1 28-41-2
FUEL QTY CHANNEL 燃油量通道	状态	28-41-2
FUEL QTY IND 燃油量指示	状态	28-41-1
FWD ACCESS DOOR 前工作舱盖	咨询	52-71-1
FWD CABIN TEMP 前座舱温度	咨询	21-61-1 21-61-4 21-61-6
FWD CARGO DET 1 前货舱探测器 1	状态	26-16-1
FWD CARGO DET 2 前货舱探测器 2	状态	26-16-1
FWD CARGO DOOR 前货舱门	咨询	52-71-1
FWD CARGO DOOR 前货舱门（大货舱门）	警戒	52-71-1
FWD CARGO DR IND 前货舱门指示	状态	52-71-1
FWD CARGO FIRE 前货舱火警	警告	26-16-1
FWD CARGO OVHT 前货舱过热	咨询	21-40-1 21-40-2
FWD CARGO FAN 前货舱风扇	状态	21-28-1

信息	信息等级	MEL 项目
FWD EQPT COOLING 前设备冷却	警戒	21-58-1 21-58-2 21-58-3 21-58-4
FWD EQ EXH FAN 前设备排气扇	状态	21-58-4
FWD EQPT OVHT 前设备过热	咨询	21-58-1 21-58-2 21-58-3 21-58-4
FWD EQPT VAL 前设备活门	咨询	21-58-7 21-58-8 21-58-10 21-64-2
FWD FUEL X-FEED 前燃油交输	咨询	28-22-3
GEAR DISAGREE 起落架不一致	警戒	无
GEAR DOORS 起落架舱门	咨询	无
GEAR NOT DOWN 起落架未放下	警告	无
GRD PROX BITE 近地自检	咨询	34-33-1 34-46-1
G/S DISAGREE 下滑道不一致	咨询	34-31-1
G/S FAIL 下滑道失效	咨询	无
HDG DISAGREE 航向不一致	咨询	34-21-1 34-22-3 34-22-5
HDG FAIL 航向失效（仅指装置）	咨询	34-25-1
HI FLOW INHBIT 高流量抑制	状态	21-25-1 21-51-2
IAS/ALT DIFF 指示空速/高度差异	状态 咨询	无
ICE DET OFF 结冰探测器断开	咨询	N/A

信息	信息等级	MEL 项目
ICE DET ON 结冰探测器工作	咨询	N/A
ICE DETECTORS 结冰探测器	咨询	30-80-1
ICING ENGINE 发动机结冰	警戒	30-80-1
ICING WING 机翼结冰	咨询	30-80-1
IDLE DISAGREE 慢车不一致	咨询	73-21-8
INSTR SWITCH 仪表转换	警戒	34-00-1 34-22-5
L AC BUS OFF 左交流汇流条断开	警戒	无
L AFT EMER DOOR 左后应急门	咨询	52-71-1
L AFT ENT DOOR 左后登机门	咨询	52-71-1
L AFT FUEL PUMP 左后燃油泵	咨询	28-22-1
L ALTN T/R 左备用反推	咨询	78-31-1
L ANALOG N2 左模拟 N2	状态	77-12-2
L AOA PROBE 左迎角探头	咨询	30-32-1
L AUTO IGNITION 左自动点火	状态	74-00-2
L AUX PITOT 左辅助皮托管	咨询	30-31-1
L BLD DUCT LEAK 左引气管漏气	警戒	26-18-1
L BLD ISLN VAL 左引气隔离活门	咨询	36-11-6
L BUS ISOLATED 左汇流条隔离	咨询	无
L COWL OVHT 左整流罩过热	警戒	30-21-3

信息	信息等级	MEL 项目
L CTR ENT DOOR 左中登机门	咨询	52-71-1
L DEM HYD OVHT 左需求液压过热	咨询	无
L DRAG BRACE 左阻力臂	警戒	无
L DUCT LEAK LP1 左管漏气探测环路 1	状态	26-18-1
L DUCT LEAK LP2 (option)左管漏气探测环路 2（选装）	状态	26-18-1
L EICAS CMPTR 左 EICAS 计算机	状态	31-41-1
L ENG ANALOG N3 左发模拟 N3	状态	77-12-4
L ENG ANTI-ICE 左发防冰	咨询	30-21-1 30-21-2
L ENG BLD OVHT 左发引气过热	咨询	无
L ENG BTL1 左发动机 1 号灭火瓶	咨询	26-20-1
L ENG BTL2 左发动机 2 号灭火瓶	咨询	26-20-1
L ENG BLEED OFF 左发引气关断	咨询	36-11-1
L ENG CONTROL 左发控制	咨询 状态	无
L ENG CH/A INHIB 左发 A 通道抑制	状态	无
L ENG EEC C1 左发 EEC C1	状态	73-21-1
L ENG EEC MODE 左发 EEC 方式	咨询	73-21-1
L ENG FAIL 左发失效	警戒	无
L ENG FIRE LP1 左发火警环路 1	状态	26-11-1
L ENG FIRE LP2 左发火警环路 2	状态	26-11-1

信息	信息等级	MEL 项目
L ENG FUEL FILT 左发燃油滤	状态 咨询	无
L ENG FUEL VAL 左发燃油活门	咨询	73-21-3
L ENG FWSOV 左发防火墙关断活门	警戒	36-11-9
L ENG HPSOV 左发高压关断活门	警戒	36-11-2
L ENG IGNITOR 1 左发 1 号点火器	状态	74-00-1
L ENG IGNITOR 2 左发 2 号点火器	状态	74-00-1
L ENG LIM PROT 左发限制保护	警戒	无
L ENG LOW IDLE 左发低慢车	咨询	无
L ENG OIL PRESS 左发滑油压力	咨询 （CAA 为警戒）	79-33-1
L ENG REV LIMTD 左发反推限制	咨询 状态	78-36-3 78-36-3
L ENG REV POS 左发反推位置	状态	78-36-3
L ENG RPM LIM 左发转速限制	咨询	N/A
L ENG SCAV FILT 左发回油滤	状态	79-35-3
L ENG SHUT DOWN 左发关车	警戒	无
L ENG SPEED CARD 左发转速卡	状态	无
L ENG STARTER 左发起动机	咨询	80-00-1 80-00-2 80-11-2
L ENG TURB OVSP 左发涡轮超速	状态	73-21-6
L ENGINE FIRE 左发火警	警告	无

信息	信息等级	MEL 项目
L ENTRY DOORS 左登机门	咨询	52-71-1
L FMC FAIL 左飞行管理计算机失效	咨询	34-61-1
L FUEL SPAR VAL 左翼梁燃油活门	咨询	无
L FUEL SYS PRES 左燃油系统压力	警戒	无
L FWD EMER DOOR 左前应急门	咨询	52-71-1
L FWD ENT DOOR 左前登机门	咨询	52-71-1
L FWD FUEL PUMP 左前燃油泵	咨询	28-22-1
L FWD WINDOW 左前风档	咨询	30-41-1
L GEN DRIVE 左发电机驱动	咨询	24-00-1
L GEN OFF 左发电机断开	咨询 （CAA 为警戒）	24-00-1
L HYD DEM PUMP 左液压需求泵	咨询	无
L HYD PRIM PUMP 左液压主泵	咨询	无
L HYD QTY 左液压油量	咨询	29-33-1 29-33-2
L HYD SYS MAINT 左液压系统维护	状态	无
L HYD SYS PRESS 左液压系统压力	警戒	无
L ICE DETECTOR 左结冰探测器	状态	30-80-1
L IDG FILTER 左 IDG 油滤	状态	24-00-1
L IDG VALVE 左 IDG 活门	状态	75-21-1
L IRS DC FAIL 左惯导直流失效	咨询	34-21-1

信息	信息等级	MEL 项目
L IRS FAULT 左惯导故障	咨询	34-21-1
L IRS ON DC 左惯导接通直流	咨询	34-21-1
L OIL FILTER 左滑油滤	咨询	79-35-1 79-35-2
L OIL PRESS MON 左滑油压力监控	状态	79-32-1
L OIL PRESS SNS 左滑油压力传感器	状态	无
L PACK OFF 左组件关断	咨询	21-51-1 21-51-2 21-51-3
L PACK TEMP 左组件温度	咨询	21-51-1 21-51-2 21-51-3
L PRIM HYD OVHT 左主液压过热	咨询	无
L RECIR FAN 左循环风扇	咨询	21-25-1
L REV INTERLOCK 左反推内锁	状态	78-34-2
L REV ISLN VAL 左反推隔离活门	咨询 状态	78-31-1
L SIDE BRACE 左侧支臂	警戒	无
L SIDE WINDOW 左侧风档	咨询	30-41-1 30-41-2
L STARTER CUTOUT 左起动机脱开	警戒	80-00-2 80-11-2
L STRUT DCT LEAK 左发吊架管道渗漏	警戒	26-18-1
L STRUT DCT LP1 左发吊架管道回路 1	状态	26-18-1
L STRUT DCT LP2 左发吊架管道回路 2	状态	26-18-1
L TAIL HYD VAL 左尾翼液压活门	咨询	27-03-1

信息	信息等级	MEL 项目
L TAT PROBE 左大气全温探头	咨询	30-31-2 30-33-1
L TURB OH DET1 左发涡轮过热探测 1	状态	77-22-1
L TURB OH DET2 左发涡轮过热探测 2	状态	77-22-1
L TURB OVSP SYS 左发涡轮超速系统	状态	73-21-6
L WING ANTI-ICE 左翼防冰	咨询	30-11-1 30-11-2
L WING HYD VAL 左翼液压活门	咨询	27-03-1
L WING SLIDE 左翼滑梯	咨询	52-71-1
L YAW DAMPER 左偏航阻尼器	咨询	22-21-1
LAVATORY SMOKE 厕所烟雾	警戒	26-26-3
LDG GEAR MONITOR 起落架监视	状态	32-61-2
LE SLAT ASYM 前缘缝翼不对称	警戒	无
LE SLAT DISAGREE 前缘缝翼不一致	警戒	无
LE SLAT SHUTDOWN 前缘缝翼关断	状态	无
LOC FAIL 航向道失效	咨询	34-31-1
LOC DISAGREE 航向道不一致（仅指装置）	咨询	34-31-1
LOW CREW OXYGEN 机组氧气低	咨询	35-11-2
LOW FUEL 低燃油量	警戒	无
MACH/SPD TRIM 马赫/速度配平	咨询	无
MAIN BAT CHGR 主电瓶充电器	状态	无

信息	信息等级	MEL 项目
MAIN BAT DISCH 主电瓶放电	咨询	无
MID CABIN TEMP 中舱温度	咨询	21-61-1 21-61-4 21-61-6
MAIN CARGO DOOR 主货舱门	警告	无
MAIN CARGO DOOR 主货舱门	警戒	52-71-1
MN CARGO DR IND 主货舱门指示	状态	52-71-1
MAIN CARGO FIRE 主货舱火警	警告	无
NORM ANTISKID 正常防滞	状态	32-42-1
NOSE A/G DISAGREE 前轮空/地不一致	状态	无
NOSE A/G SYS 前轮空/地系统	咨询	无
OVERSPEED 超速	警告	无
PARKING BRAKE 停留刹车	警告	无
PARKING BRAKE 停留刹车	咨询	32-44-3
PASS OXYGEN LOW 旅客氧气接通	咨询	35-21-1
PASS OXYGEN ON 旅客氧气接通	咨询	35-21-1
PRIMARY BLD SYS 主引气系统	状态	无
PROBE HEAT 探头加热	咨询	30-31-2 30-31-5 30-32-1 30-33-1
R AC BUS OFF 右交流汇流条断开	警戒	无
R AFT EMER DOOR 右后应急门	咨询	52-71-1

信息	信息等级	MEL 项目
R AFT ENT DOOR 右后登机门	咨询	52-71-1
R AFT FUEL PUMP 右后燃油泵	咨询	28-22-1
R ALTN T/R 右备用反推	咨询	78-31-1
R ANALOG N2 右模拟 N2	状态	77-12-2
R AOA PROBE 右迎角探头	咨询	30-32-1
R AUTO IGNITION 右自动点火	状态	74-00-2
R AUX PITOT 右辅助皮托管	咨询	30-31-1
R BLD DUCT LEAK 右引气管漏气	警戒	26-18-1
R BLD ISLN VAL 右引气隔离活门	咨询	36-11-6
R BUS ISOLATED 右汇流条隔离	咨询	无
R COWL OVHT 右整流罩过热	警戒	30-21-3
R CTR ENT DOOR 右中登机门	咨询	52-71-1
R DEM HYD OVHT 右需求液压过热	咨询	无
R DRAG BRACE 右阻力臂	警戒	无
R DUCT LEAK LP1 右管漏气环路 1	状态	26-18-1
R DUCT LEAK LP2 右管漏气环路 2	状态	26-18-1
R EICAS CMPTR 右 EICAS 计算机	状态	31-41-1
R ENG ANALOG N3 右发模拟 N3	状态	77-12-4
R ENG ANTI-ICE 右发防冰	咨询	30-21-1 30-21-2

信息	信息等级	MEL 项目
R ENG BLD OVHT 右发引气过热	咨询	无
R ENG BLEED OFF 右发引气关断	咨询	36-11-1
R ENG BTL 1 右发 1 号灭火瓶	咨询	26-20-1
R ENG BTL 2 右发 2 号灭火瓶	咨询	26-20-1
R ENG CONTROL 右发控制	咨询 状态	无
R ENG CH/A INHIB 右发 EEC A 通道抑制	状态	无
R ENG EEC 右发 EEC	咨询	73-21-1 73-21-2
R ENG EEC MODE 右发 EEC 方式	咨询	73-21-1
R ENG EEC C1 右发 EEC C1	状态	73-21-1
R ENG FAIL 右发失效	警戒	无
R ENG FIRE LP1 右发火警环路 1	状态	26-11-1
R ENG FIRE LP2 右发火警环路 2	状态	26-11-1
R ENG FUEL FILT 右发燃油滤	状态 咨询	无
R ENG FUEL VAL 右发燃油活门	咨询	73-21-3
R ENG FWSOV 右发防火墙关断活门	警戒	36-11-9
R ENG HPSOV 右发高压关断活门	警戒 咨询	36-11-2
R ENG IGNITOR1 右发 1 号点火器	状态	74-00-1
R ENG IGNITOR2 右发 2 号点火器	状态	74-00-1
R ENG LIM PROT 右发限制保护	警戒	无

信息	信息等级	MEL 项目
R ENG LP PUMP 右发低压泵	状态	无
R ENG LOW IDLE 右发低慢车	咨询	无
R ENG OIL PRESS 右发滑油压力	咨询 （CAA 为警戒）	79-33-1
R ENG REV LIMTD 右发反推限制	咨询 状态	78-36-3
R ENG REV POS 右发反推位置	状态	78-36-3
R ENG SCAV FILTER 右发回油滤	状态	79-35-3
R ENG RPM LIM 右发转速限制	咨询	N/A
R ENG SHUTDOWN 右发关车	警戒	无
R ENG SPEED CARD 右发转速卡	状态	无
R ENG STARTER 右发起动机	咨询	80-00-1 80-00-2 80-11-2
R ENG TURB OVSP 右发涡轮超速	状态	73-21-6
R ENGINE FIRE 右发火警	警告	无
R ENTRY DOORS 右登机门	咨询	52-71-1
R FMC FAIL 右 FMC 失效	咨询	34-61-1
R FUEL SPAR VAL 右翼梁燃油活门	咨询	无
R FUEL SYS PRESS 右燃油系统压力	警戒	无
R FWD EMER DOOR 右前应急门	咨询	52-71-1
R FWD ENT DOOR 右前登机门	咨询	52-71-1
R FWD FUEL PUMP 右前燃油泵	咨询	28-22-1

信息	信息等级	MEL 项目
R FWD WINDOW 右前风挡	咨询	30-41-1
R GEN DRIVE 右发电机驱动	咨询	24-00-1
R GEN OFF 右发电机断开	咨询 （CAA 为警戒）	24-00-1
R HYD DEM PUMP 右液压需求泵	咨询	无
R HYD PRIM PUMP 右液压主泵	咨询	无
R HYD QTY 右液压油量	咨询	29-33-1 29-33-2
R HYD SYS MAINT 右液压系统维护	状态	无
R HYD SYS PRESS 右液压系统压力	警戒	无
R ICE DETECTOR 右结冰探测器	状态	30-80-1
R IDG FILTER 右 IDG 油滤	状态	24-00-1
R IDG VALVE 右 IDG 活门	状态	75-21-1
R IRS DC FAIL 右惯导直流失效	状态	34-21-1
R IRS FAULT 右惯导故障	咨询	34-21-1
R IRS ON DC 右惯导接通直流	咨询	34-21-1
R OIL FILTER 右滑油滤	咨询	79-35-1 79-35-2
R OIL PRESS SNS 右滑油压力传感器	状态	无
R PACK OFF 右组件关断	咨询	21-51-1 21-51-2 21-51-3
R PACK TEMP 右组件温度	咨询	21-51-1 21-51-2 21-51-3

信息	信息等级	MEL 项目
R PRIM HYD OVHT 右主液压过热	咨询	无
R RECIR FAN 右循环风扇	咨询	21-25-1
R REV INTERLOCK 右反推内锁	状态	78-34-2
R REV ISLN VAL 右反推隔离活门	咨询 状态	78-31-1
R SIDE BRACE 右侧支臂	警戒	无
R SIDE WINDOW 右侧风挡	咨询	30-41-1 30-41-2
R STARTER COUOUT 右起动机脱开	警戒	80-00-2 80-11-2
R STRUT DCT LEAK 右吊架管道漏气	警戒	26-18-1
R STRUT DCT LP1 右吊架管道环路 1	状态	26-18-1
R STRUT DCT LP2 右吊架管道环路 2	状态	26-18-1
R TAIL HYD VAL 右尾翼液压活门	咨询	27-03-1
R TAT PROBE 右 TAT 探头	咨询	30-31-2 30-33-1
R TURB OH DET1 右涡轮过热探测 1	状态	77-22-1
R TURB OH DET2 右涡轮过热探测 2	状态	77-22-1
R WING ANTI-ICE 右翼防冰	咨询	30-11-1 30-11-2
R WING HYD VAL 右翼液压活门	咨询	27-03-1
R WING SLIDE 右翼滑梯	咨询	52-71-1
R YAW DAMPER 右偏航阻尼器	咨询	22-21-1
RA DISAGREE 无线电高度不一致（仅指装置）	咨询	34-33-1

信息	信息等级	MEL 项目
RAT UNLOCKED 冲压空气涡轮开锁	咨询	无
RSV BRAKE VAL 备用刹车活门	咨询	无
RUDDER RATIO 方向舵比率	咨询	无
SPEEDBRAKES EXT 减速板伸出	警戒	27-62-2
SPOILERS 扰流板	警告 咨询	无
STABILIZER 安定面	警告	无
STAB TRIM 安定面配平	咨询	27-41-2 29-31-1 29-33-1
STANDBY BUS OFF 备用汇流条断开	咨询	无
STBY INVERTER 备用变流机	状态	无
TAIL SKID 尾橇	咨询	32-71-1
TAT PROBE TAT 全温探头	咨询	30-31-2 30-33-1
TCAS 防撞系统	状态	34-61-2
TCAS FAIL 防撞系统失效	咨询	34-61-2
TE FLAP ASYM 后缘襟翼不对称	警戒	无
TE FLAP DISAGREE 后缘襟翼不一致	警戒	无
TE FLAP SHUTDOWN 后缘襟翼关断	状态	无
TIRE PRESSURE 轮胎压力（仅指装置）	咨询 状态	32-45-3
TRACK DISAGREE 航迹不一致	咨询	34-21-1 34-22-3 34-22-5

信息	信息等级	MEL 项目
TRACK FAIL 航迹失效（仅指装置）	咨询	34-25-1
T-R UNIT 变压整流器	状态	无
TRIM AIR 调节空气	咨询	21-61-3 21-61-4
UNABLE RNP 达不到要求的导航性能（选装）	咨询 警戒	N/A
UNSCHD STAB TRIM 非计划安定面配平	警戒	无
WARN ELEX 警告电子	状态	34-61-1
WNSHR ALERT SYS 风切变警告系统（装置）	咨询	34-46-1
WHEEL WELL FIRE 轮舱火警	警告	26-17-1
WINDOW HEAT 风挡加温	咨询	30-41-1

第2章 最低设备清单（MEL）

目 录

项目编号 页 码

ATA 第 21 章—空调

21-20-1 空调臭氧转换器 2-21-20-1.0
21-25-1 再循环风扇 2-21-25-1.0
21-25-2 再循环风扇失效灯 2-21-25-2.0
21-28-1 前货舱空调系统 2-21-28-1.0
21-31-1 座舱增压自动控制系统 2-21-31-1.0
21-31-2 座舱增压人工控制系统 2-21-31-2.0
21-31-3 溢流活门 2-21-31-3.0
21-32-1 正释压活门 2-21-32-1.0
21-33-1 座舱爬升率指示器 2-21-33-1.0
21-33-2 座舱压差指示器 2-21-33-2.0
21-33-3 座舱高度指示器 2-21-33-3.0
21-33-4 排气活门位置指示器 2-21-33-4.0
21-33-5 座舱高度控制自动失效灯 2-21-33-5.0
21-33-6 座舱高度警告系统 2-21-33-6.0
21-40-1 货舱加温系统 2-21-40-1.0
21-40-2 货舱加温指示系统（过热和/或接通灯） 2-21-40-2.0
21-45-1 机组辅助加温系统 2-21-45-1.0
21-45-3 门加热系统 2-21-45-3.0
21-51-1 空调组件 2-21-51-1.0
21-51-2 组件流量控制/关断活门 2-21-51-2.0
21-51-3 组件温度控制系统 2-21-51-3.0
21-51-4 组件温度控制活门 2-21-51-4.0
21-51-5 组件高度电门 2-21-51-5.0
21-51-7 空气循环机 2-21-51-7.0

21-52-1 组件复位电门........ 2-21-52-1.0
21-52-2 组件失效灯........ 2-21-52-2.0
21-52-3 空调组件关断灯 2-21-52-3.0
21-53-1 冲压空气进/排气门系统 2-21-53-1.0
21-58-1 前设备冷却自动系统 2-21-58-1.0
21-58-3 前设备冷却供气扇 2-21-58-3.0
21-58-4 前设备冷却排气扇 2-21-58-4.0
21-58-5 后设备/厕所/厨房通风扇 2-21-58-5.0
21-58-7 前设备冷却机外排气活门 2-21-58-7.0
21-58-8 前设备冷却机内供气活门 2-21-58-8.0
21-58-12 仪表冷却监测系统 2-21-58-12.0
21-61-1 座舱温度控制系统（前/后或前/中/后座舱） 2-21-61-1.0
21-61-2 驾驶舱温度控制系统 2-21-61-2.0
21-61-3 调节空气调压/关断活门 2-21-61-3.0
21-61-4 区域调节空气调制活门 2-21-61-4.0
21-61-5 调节空气关断灯 2-21-61-5.0
21-61-6 机舱温度失效灯 2-21-61-6.0
21-61-7 调节空气单向活门 2-21-61-7.0
21-64-1 调节空气活门位置指示器 2-21-64-1.0
21-64-2 前机外排气活门 2-21-64-2.0
21-65-1 机舱温度指示........ 2-21-65-1.0

ATA 第 22 章—自动飞行

22-10-1 自动驾驶系统........ 2-22-10-1.0
22-11-1 驾驶盘脱开电门 2-22-11-1.0
22-11-2 自动驾驶脱开灯 2-22-11-2.0
22-11-3 方式控制面板选择器 2-22-11-3.0
22-11-4 方式控制面板电门 2-22-11-4.0
22-11-5 MCP（方式控制面板）窗口........ 2-22-11-5.0
22-11-6 方式控制面板电门灯 2-22-11-6.0
22-14-1 自动着陆状态指示器 2-22-14-1.0
22-14-2 自动着陆系统........ 2-22-14-2.0
22-21-1 偏航阻尼器........ 2-22-21-1.0
22-30-1 推力管理系统（包括自动油门系统） 2-22-30-1.0
22-30-2 起飞/复飞电门........ 2-22-30-2.0

22-34-1 自动油门脱开灯 2-22-34-1.0
22-41-1 维护控制显示板（MCDP）..2-22-41-1.0

ATA 第 23 章—通信

23-11-1 通信系统（VHF，HF）..2-23-11-1.0
23-21-1 选择呼叫系统（SELCAL）..2-23-21-1.0
23-22-1 ACARS 系统 2-23-22-1.0
23-31-1 旅客广播系统 2-23-31-1.0
23-31-2 预录旅客通知系统 2-23-31-2.0
23-40-1 客舱/勤务内话系统 2-23-40-1.0
23-41-1 提醒系统（音觉/视觉）..2-23-41-1.0
23-42-1 手持话筒 2-23-42-1.0
23-43-1 地面机组呼叫系统 2-23-43-1.0
23-51-3 驾驶舱扬声器 2-23-51-3.0
23-51-4 按压通话（PTT）电话 2-23-51-4.0
23-51-5 机组通讯设备 2-23-51-5.0
23-71-1 驾驶舱话音记录器系统 2-23-71-1.0

ATA 第 24 章—电源

24-00-1 发动机驱动发电机通道 2-24-00-1.0
24-00-2 APU 发电机 2-24-00-2.0
24-11-1 发电机驱动灯 2-24-11-1.0
24-27-1 汇流条断开灯 2-24-27-1.0
24-27-2 发电机控制关断灯 2-24-27-2.0
24-27-3 APU 发电机断开灯 2-24-27-3.0
24-27-4 联接汇流条隔离灯 2-24-27-4.0
24-27-5 应用汇流条断开灯 2-24-27-5.0
24-27-6 发电机励磁断开灯 2-24-27-6.0
24-30-1 备用电源汇流条断开灯 2-24-30-1.0
24-31-1 APU 电瓶 2-24-31-1.0
24-31-2 APU 电瓶充电器 2-24-31-2.0
24-32-1 APU 起动变压整流器 2-24-32-1.0
24-41-1 外部电源系统 2-24-41-1.0

ATA 第 25 章—设备/装饰

25-00-1 机组肩带（驾驶舱） 2-25-00-1.0
25-11-1 机组座椅........ 2-25-11-1.0
25-11-2 观察员座椅........ 2-25-11-2.0
25-20-1 旅客舒适/非必要设备和装饰（NEF）项目........ 2-25-20-1.0
25-25-1 乘务员座椅组件（单或双位） 2-25-25-1.0
25-25-2 旅客座椅........ 2-25-25-2.0
25-28-1 顶部储物箱/客舱和厨房储藏室/壁柜........ 2-25-28-1.0
25-38-2 厨房垃圾箱盖板 2-25-38-2.0
25-41-1 厕所污物箱挡板/接近门 2-25-41-1.0
25-50-1 下货舱衬板和地板 2-25-50-1.0
25-53-1 货舱装载系统........ 2-25-53-1.0
25-54-1 货舱固定系统/装置 2-25-54-1.0
25-62-1 飘浮设备（机组和旅客） 2-25-62-1.0
25-63-1 扩音器........ 2-25-63-1.0
25-63-2 紧急撤离信号系统 2-25-63-2.0
25-63-3 “入座后系好安全带”信号或标牌 2-25-63-3.0
25-63-4 乘务员手电筒支架组件 2-25-63-4.0
25-63-10 应急定位发射机（ELT） 2-25-63.10.0
25-64-1 应急医疗设备........ 2-25-64-1.0

ATA 第 26 章—防火

26-11-1 发动机火警探测系统 2-26-11-1.0
26-11-2 发动机过热探测系统 2-26-11-2.0
26-12-1 发动机吊架过热探测系统 2-26-12-1.0
26-14-1 货舱探测空气指示系统 2-26-14-1.0
26-15-1 APU 火警探测系统 2-26-15-1.0
26-16-1 货舱火警探测系统（前舱和后舱） 2-26-16-1.0
26-17-1 轮舱火警探测系统 2-26-17-1.0
26-18-1 管道渗漏探测系统 2-26-18-1.0
26-20-1 发动机灭火瓶压力指示系统 2-26-20-1.0
26-20-2 灭火瓶爆炸帽测试系统 2-26-20-2.0
26-22-1 APU 灭火瓶系统 2-26-22-1.0
26-23-1 货舱灭火瓶系统 2-26-23-1.0

26-26-1 手提式灭火瓶 2-26-26-1.0
26-26-2 厕所灭火系统 2-26-26-2.0
26-26-3 厕所烟雾探测系统 2-26-26-3.0

ATA 第 27 章—飞行控制

27-03-1 飞行操纵关断活门 2-27-03-1.0
27-03-2 飞行操纵关断活门灯 2-27-03-2.0
27-08-1 操纵面位置指示系统 2-27-08-1.0
27-08-2 襟翼位置指示系统 2-27-08-2.0
27-11-1 副翼配平系统 2-27-11-1.0
27-11-2 外侧副翼锁定系统 2-27-11-2.0
27-21-1 方向舵比率灯 2-27-21-1.0
27-21-3 方向舵配平指示系统 2-27-21-3.0
27-32-1 失速警告测试系统 2-27-32-1.0
27-41-1 驾驶盘配平电门系统 2-27-41-1.0
27-41-2 水平安定面主配平通道 2-27-41-2.0
27-48-1 安定面配平指示器 2-27-48-1.0
27-51-1 襟翼自动卸载收回系统（后缘） 2-27-51-1.0
27-62-1 自动减速板系统 2-27-62-1.0
27-62-2 减速板警戒灯指示系统 2-27-62-2.0
27-63-1 自动减速板、扰流板和安定面配平灯 2-27-63-1.0

ATA 第 28 章—燃油

28-11-1 放油（沉淀）活门 2-28-11-1.0
28-21-1 压力加油系统 2-28-21-1.0
28-21-2 加油口盖 2-28-21-2.0
28-22-1 主油箱燃油泵 2-28-22-1.0
28-22-2 中央油箱燃油泵 2-28-22-2.0
28-22-3 双燃油交输活门 2-28-22-3.0
28-22-4 中央油箱浮子操作关断活门 2-28-22-4.0
28-22-5 自动关断系统 2-28-22-5.0
28-25-1 APU（直流）燃油泵 2-28-25-1.0
28-25-2 APU 燃油关断活门 2-28-25-2.0
28-26-1 抽油活门 2-28-26-1.0

28-40-1 交输活门灯 2-28-40-1.0
28-40-2 翼梁活门灯 2-28-40-2.0
28-41-1 燃油量指示系统（驾驶舱） 2-28-41-1.0
28-41-2 燃油量处理器通道 2-28-41-2.0
28-41-6 燃油量指示（加油面板） 2-28-41-6.0
28-41-7 燃油总量指示 2-28-41-7.0
28-42-1 燃油泵低压灯 2-28-42-1.0
28-43-1 燃油温度指示系统 2-28-43-1.0
28-44-1 量油尺 2-28-44-1.0

ATA 第 29 章—液压

29-11-1 发动机驱动液压泵 2-29-11-1.0
29-11-2 中系统（电动）液压泵 2-29-11-2.0
29-11-3 空气驱动泵 2-29-11-3.0
29-11-4 空气驱动泵控制器 2-29-11-4.0
29-11-5 电动需求泵（交流马达泵 ACMP） 2-29-11-5.0
29-18-1 油量指示器 2-29-18-1.0
29-31-1 液压系统低压灯 2-29-31-1.0
29-31-2 泵低压指示系统 2-29-31-2.0
29-31-3 液压压力指示（EICAS） 2-29-31-3.0
29-32-1 泵过热指示系统 2-29-32-1.0
29-33-1 液压系统低油量灯或油箱指示灯 2-29-33-1.0
29-33-2 液压油量指示 2-29-33-2.0

ATA 第 30 章—防冰防雨

30-11-1 机翼防冰活门 2-30-11-1.0
30-11-2 机翼防冰活门灯 2-30-11-2.0
30-11-3 机翼防冰地面测试 2-30-11-3.0
30-21-1 发动机防冰活门 2-30-21-1.0
30-21-2 发动机防冰活门灯 2-30-21-2.0
30-21-3 发动机整流罩过热指示 2-30-21-3.0
30-31-1 皮托管探头加温器系统 2-30-31-1.0
30-31-2 探头加温指示灯 2-30-31-2.0
30-31-5 机长和副驾驶皮托管加温指示系统 2-30-31-5.0

30-32-1 迎角传感器加温系统 2-30-32-1.0
30-33-1 总温探头加温器系统 2-30-33-1.0
30-41-1 驾驶舱风挡加温系统 2-30-41-1.0
30-41-2 风挡加温失效灯 2-30-41-2.0
30-41-3 风挡/探头加温地面测试系统 2-30-41-3.0
30-42-1 风挡雨刷 2-30-42-1.0
30-71-1 排水管加热器 2-30-71-1.0
30-72-1 污水系统加热器 2-30-72-1.0
30-80-1 结冰探测系统 2-30-80-1.0

ATA 第 31 章—仪表

31-25-1 时钟 2-31-25-1.0
31-31-1 飞行数据记录器系统（FDR） 2-31-31-1.0
31-41-1 发动机指示和机组警告系统（EICAS） 2-31-41-1.0
31-51-1 主警戒/警告系统 2-31-51-1.0
31-61-4 EICAS 状态信息 2-31-61-4.0
31-61-5 EICAS 信息综合卡（SCC） 2-31-61-5.0

ATA 第 32 章—起落架

32-30-1 起落架收上系统 2-32-30-1.0
32-31-1 起落架手柄锁定电磁阀 2-32-31-1.0
32-32-1 主起落架门上锁弹簧 2-32-32-1.0
32-41-1 机轮刹车 2-32-41-1.0
32-41-2 刹车源指示灯 2-32-41-2.0
32-41-3 起落架收上刹车系统 2-32-41-3.0
32-42-1 防滞刹车系统 2-32-42-1.0
32-42-2 备用防滞活门 2-32-42-2.0
32-42-3 防滞刹车灯 2-32-42-3.0
32-42-4 自动刹车系统 2-32-42-4.0
32-44-2 停留刹车活门 2-32-44-2.0
32-44-3 停留刹车灯 2-32-44-3.0
32-44-4 刹车储压器压力表（主轮舱内） 2-32-44-4.0
32-44-5 刹车压力表（驾驶舱） 2-32-44-5.0
32-45-2 前轮滞动块 2-32-45-2.0

32-46-1 机轮刹车温度指示系统 2-32-46-1.0
32-51-1 方向舵脚蹬前轮转弯 2-32-51-1.0
32-61-1 起落架舱门灯系统 2-32-61-1.0
32-61-2 起落架舱门锁临近传感器 2-32-61-2.0
32-71-1 尾橇........ 2-32-71-1.0
32-71-2 尾橇指示系统........ 2-32-71-2.0

ATA 第 33 章—灯光

33-11-1 驾驶舱和仪表照明系统 2-33-11-1.0
33-14-1 额外的阅读灯........ 2-33-14-1.0
33-21-1 客舱内部照明系统 2-33-21-1.0
33-24-1 旅客“请勿吸烟/系好安全带/返回座椅”标志 2-33-24-1.0
33-31-1 轮舱灯........ 2-33-31-1.0
33-31-2 外部装货区域照明灯 2-33-31-2.0
33-31-3 勤务灯........ 2-33-31-3.0
33-31-4 电子设备舱灯........ 2-33-31-4.0
33-37-1 货舱灯........ 2-33-37-1.0
33-41-1 机翼照明灯........ 2-33-41-1.0
33-42-1 着陆灯........ 2-33-42-1.0
33-42-2 滑行灯........ 2-33-42-2.0
33-42-3 跑道转弯灯........ 2-33-42-3.0
33-43-1 位置灯........ 2-33-43-1.0
33-44-1 防撞灯（红、白频闪灯） 2-33-44-1.0
33-45-1 航徽灯........ 2-33-45-1.0
33-51-1 内部应急照明灯光系统（电瓶供电） 2-33-51-1.0
33-51-2 外部应急照明灯光系统（电瓶供电） 2-33-51-2.0
33-51-3 地板紧急撤离通道标志系统 2-33-51-3.0

ATA 第 34 章—导航

34-00-1 仪表源选择电门 2-34-00-1.0
34-13-1 马赫/空速指示器 2-34-13-1.0
34-13-2 马赫/空速警告系统（目视和音响） 2-34-13-2.0
34-13-6 备用高度表振动器 2-34-13-6.0
34-13-7 大气全温指示（TAT） 2-34-13-7.0

34-13-8 大气静温指示器（中央面板）......2-34-13-8.0
34-13-9 真空速指示器（中央面板）......2-34-13-9.0
34-13-10 空速指令（快—慢）指示器......2-34-13-10.0
34-16-1 高度警告系统......2-34-16-1.0
34-21-1 惯性基准系统（IRS）......2-34-21-1.0
34-22-3 无线电距离磁指示器（RDMI）......2-34-22-3.0
34-22-4 飞行指引仪系统......2-34-22-4.0
34-22-5 电子飞行仪表系统（EFIS）符号发生器......2-34-22-5.0
34-22-6 EFIS 控制......2-34-22-6.0
34-22-7 EFIS 速度带......2-34-22-7.0
34-22-8 俯仰限制指示器......2-34-22-8.0
34-23-1 磁罗盘（备用）......2-34-23-1.0
34-24-1 备用姿态/ILS 指示器......2-34-24-1.0
34-31-1 仪表着陆系统......2-34-31-1.0
34-32-1 信标系统......2-34-32-1.0
34-33-1 无线电高度表系统......2-34-33-1.0
34-40-1 米制高度表......2-34-40-1.0
34-43-1 气象雷达系统......2-34-43-1.0
34-46-1 近地警告系统（GPWS）......2-34-46-1.0
34-51-1 VOR 导航系统......2-34-51-1.0
34-53-1 ATC 应答机和自动高度报告系统......2-34-53-1.0
34-55-1 测距机系统（DME）......2-34-55-1.0
34-57-1 无线电罗盘（ADF）系统......2-34-57-1.0
34-60-3 全球定位系统（GPS）......2-34-60-3.0
34-61-1 飞行管理计算机系统（FMC）......2-34-61-1.0
34-61-2 防撞系统（TCAS II）......2-34-61-2.0

ATA 第 35 章—氧气

35-11-2 机组氧气系统......2-35-11-2.0
35-20-1 PBE 防烟面罩......2-35-20-1.0
35-21-1 旅客氧气系统......2-35-21-1.0
35-31-1 手提氧气瓶分配组件（瓶和面罩）......2-35-31-1.0

ATA 第 36 章—气源

36-11-1 发动机引气调压关断活门（PRSOV） 2-36-11-1.0
36-11-2 发动机高压级引气活门系统 2-36-11-2.0
36-11-3 中压级单向活门（低压） 2-36-11-3.0
36-11-4 APU 引气活门.. 2-36-11-4.0
36-11-5 APU 引气单向活门 2-36-11-5.0
36-11-6 左和右引气隔离活门 2-36-11-6.0
36-11-7 中央引气隔离活门 2-36-11-7.0
36-11-9 发动机防火墙关断活门（FWSOV） 2-36-11-9.0
36-11-10 高压级单向活门 2-36-11-10.0
36-12-2 风扇空气（预冷器）控制系统 2-36-12-2.0
36-21-1 引气管道压力指示系统 2-36-21-1.0
36-21-2 发动机引气关断灯 2-36-21-2.0
36-22-1 引气灯.. 2-36-22-1.0
36-22-3 过热指示灯.. 2-36-22-3.0
36-22-4 左和右引气隔离活门灯 2-36-22-4.0
36-22-5 中引气隔离活门灯 2-36-22-5.0
36-22-6 APU 引气活门灯 2-36-22-6.0

ATA 第 38 章—水/废水

38-10-1 饮用水系统.. 2-38-10-1.0
38-30-1 厕所污水系统.. 2-38-30-1.0
38-32-1 水箱预充控制系统 2-38-32-1.0

ATA 第 49 章—APU（辅助动力装置）

49-11-1 辅助动力装置（APU） 2-49-11-1.0
49-15-1 APU 进气门作动系统 2-49-15-1.0
49-61-1 APU 外部控制系统 2-49-61-1.0
49-70-1 APU 故障灯.. 2-49-70-1.0
49-70-2 APU 运转灯.. 2-49-70-2.0
49-71-1 APU 排气温度（EGT）指示.. 2-49-71-1.0
49-72-1 APU 计时表系统 2-49-72-1.0
49-72-2 APU 循环计数计系统 2-49-72-2.0
49-73-1 APU 转速指示.. 2-49-73-1.0
49-94-1 APU 滑油油量指示 2-49-94-1.0

ATA 第 52 章—门

52-11-1 主登机门/勤务预位指示器 2-52-11-1.0
52-11-2 主登机门/勤务门预位手柄铰链盖 2-52-11-2.0
52-11-3 登机门电动开门装置 2-52-11-3.0
52-11-4 主登机门/滑梯/应急出口 2-52-11-4.0
52-30-1 下货舱门 2-52-30-1.0
52-30-3 货舱门控制板指示系统 2-52-30-3.0
52-35-1 散装货舱门平衡机构 2-52-35-1.0
52-51-1 驾驶舱门锁系统 2-52-51-1.0
52-51-2 主设备舱机内入口盖板锁闩系统 2-52-51-2.0
52-51-3 波音增强型驾驶舱安全门自动锁定系统 2-52-51-3.0
52-51-4 波音增强型驾驶舱安全门机械锁 2-52-51-4.0
52-71-1 门指示系统 2-52-71-1.0

ATA 第 56 章—窗

56-11-1 驾驶舱风挡 2-56-11-1.0

ATA 第 73 章—发动机燃油和控制

73-21-1 发动机电子控制（EEC）系统 2-73-21-1.0
73-21-2 发动机电子控制（EEC）系统失效/正常/备用灯 2-73-21-2.0
73-21-3 发动机燃油控制活门指示系统 2-73-21-3.0
73-21-6 涡轮超速系统 2-73-21-6.0
73-21-8 进近慢车/最低慢车系统 2-73-21-8.0
73-31-1 燃油流量指示 2-73-31-1.0

ATA 第 74 章—点火系统

74-00-1 点火系统 2-74-00-1.0
74-00-2 自动点火 2-74-00-2.0

ATA 第 75 章—空气系统

75-21-1 IDG 空气/滑油冷却器活门 2-75-21-1.0

ATA 第 77 章—发动机指示

77-00-1 目标参数指示 2-77-00-1.0
77-11-1 发动机压力比系统 2-77-11-1.0
77-12-2 N2 转速表系统（EICAS） 2-77-12-2.0
77-12-4 N3 转速表系统（EICAS） 2-77-12-4.0
77-21-1 EGT 指示（备用发动机指示器） 2-77-21-1.0
77-22-1 发动机涡轮过热探测系统 2-77-22-1.0
77-31-1 振动指示系统 2-77-00-1.0

ATA 第 78 章—排气

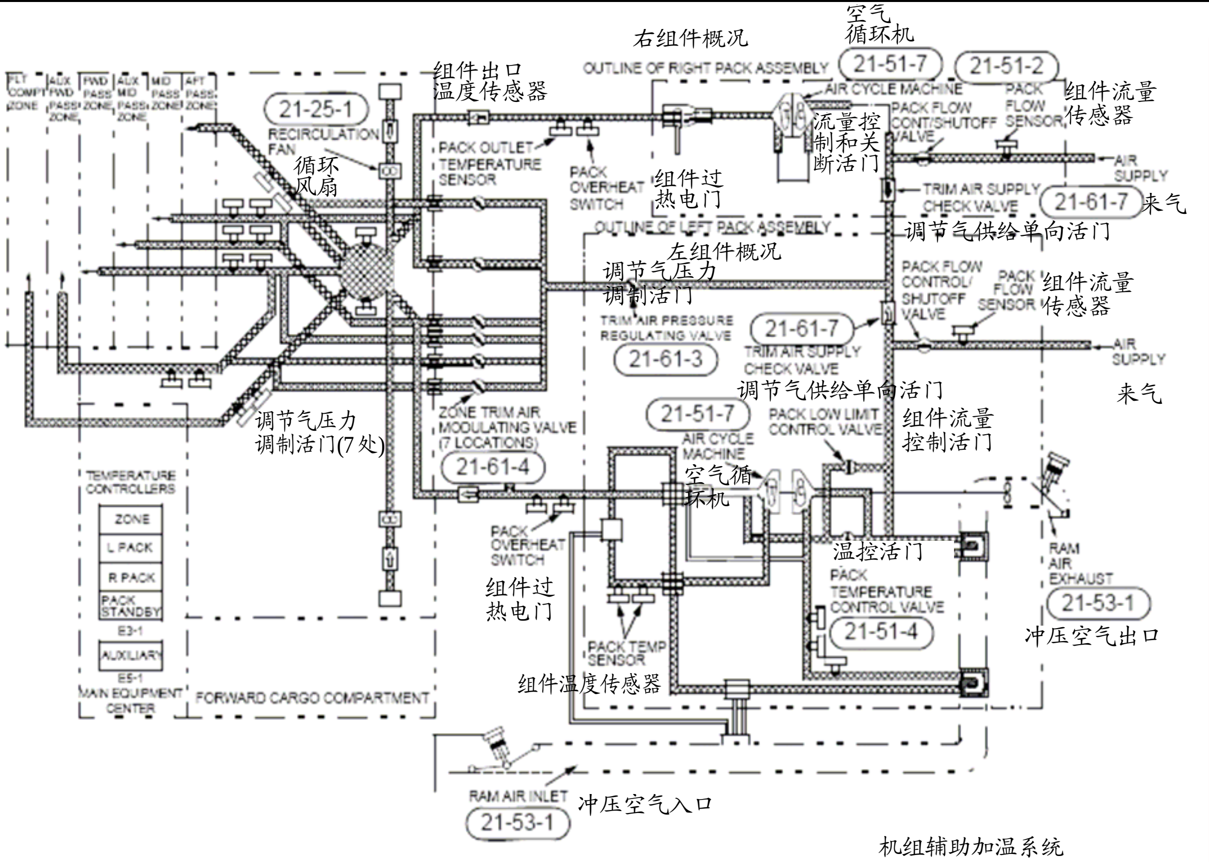
78-31-1 反推装置 2-78-31-1.0
78-34-1 反推隔离活门灯 2-78-34-1.0
78-34-2 发动机反推手柄内锁 2-78-34-2.0
78-34-3 反推空气系统 2-78-34-3.0
78-36-1 反推开锁指示 2-78-36-1.0
78-36-2 全反推位置指示 2-78-36-2.0
78-36-3 反推位置传感系统 2-78-36-3.0

ATA 第 79 章—滑油

79-31-1 滑油量指示 2-79-31-1.0
79-32-1 左/右滑油压力传感器选择组件（OPSSM） 2-79-32-1.0
79-33-1 发动机低滑油压力低指示系统 2-79-33-1.0
79-35-2 发动机高压滑油滤警告指示（阻塞警告） 2-79-35-2.0
79-35-3 发动机回油滤警告指示（旁通警告） 2-79-35-3.0

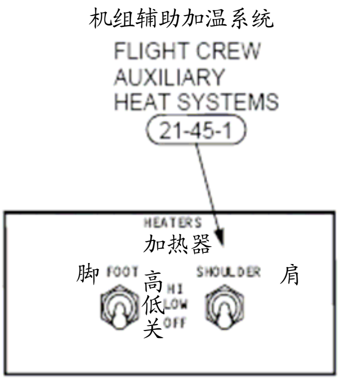
ATA 第 80 章—起动

80-00-1 发动机起动活门灯 2-80-00-1.0
80-00-2 发动机起动活门 2-80-00-2.0
80-11-2 起动机电门保持/切断系统 2-80-11-2.0

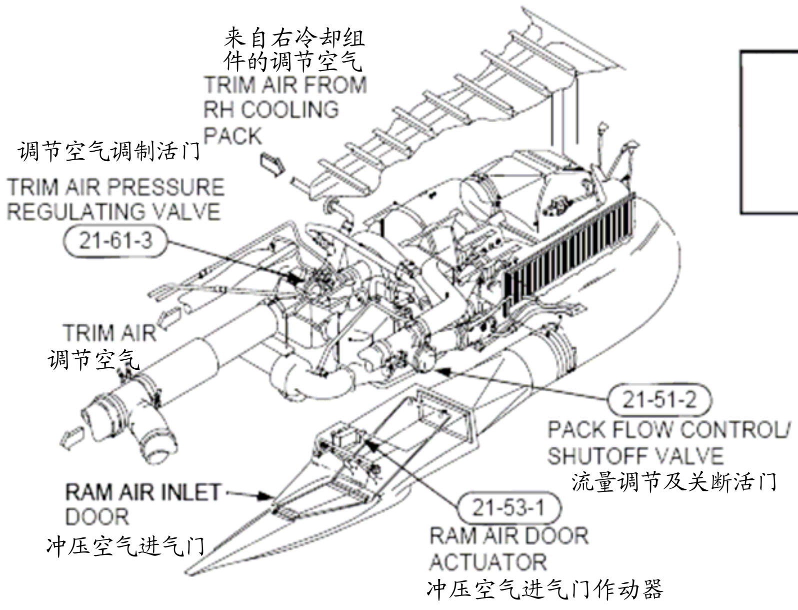


AIR CONDITIONING SYSTEM
(-300 SIX ZONE SYSTEM SHOWN)

空调系统

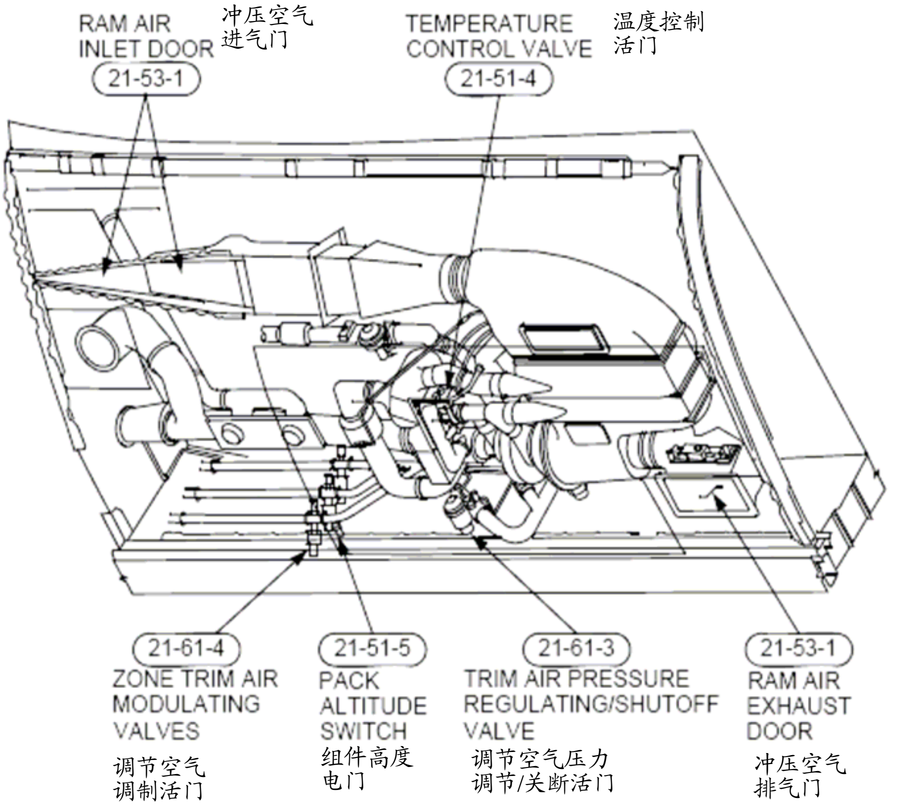


SIDEWALL PANEL
侧壁板



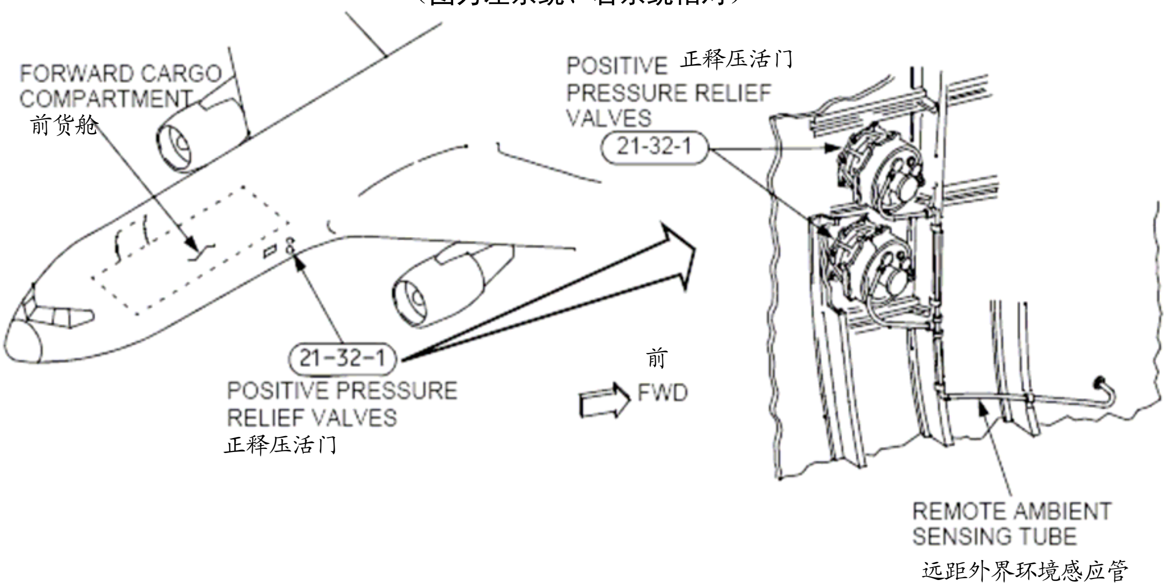
COOLING PACK (-200/-300 SHOWN, TOP VIEW)

冷却组件



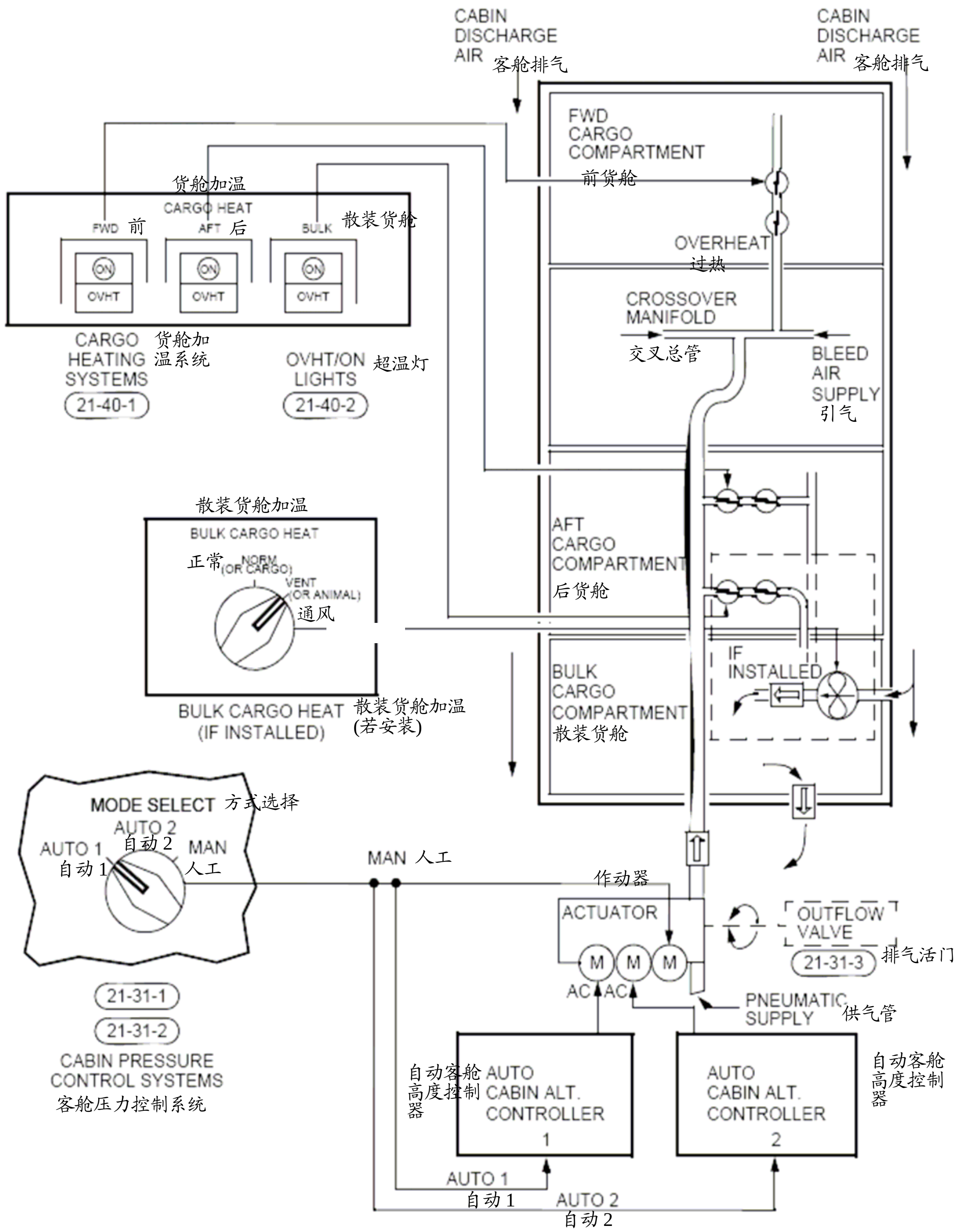
RAM AIR SYSTEM
(-200/-300 LEFT SYSTEM SHOWN, RIGHT SYSTEM OPPOSITE)

冲压空气系统
（图为左系统、右系统相对）



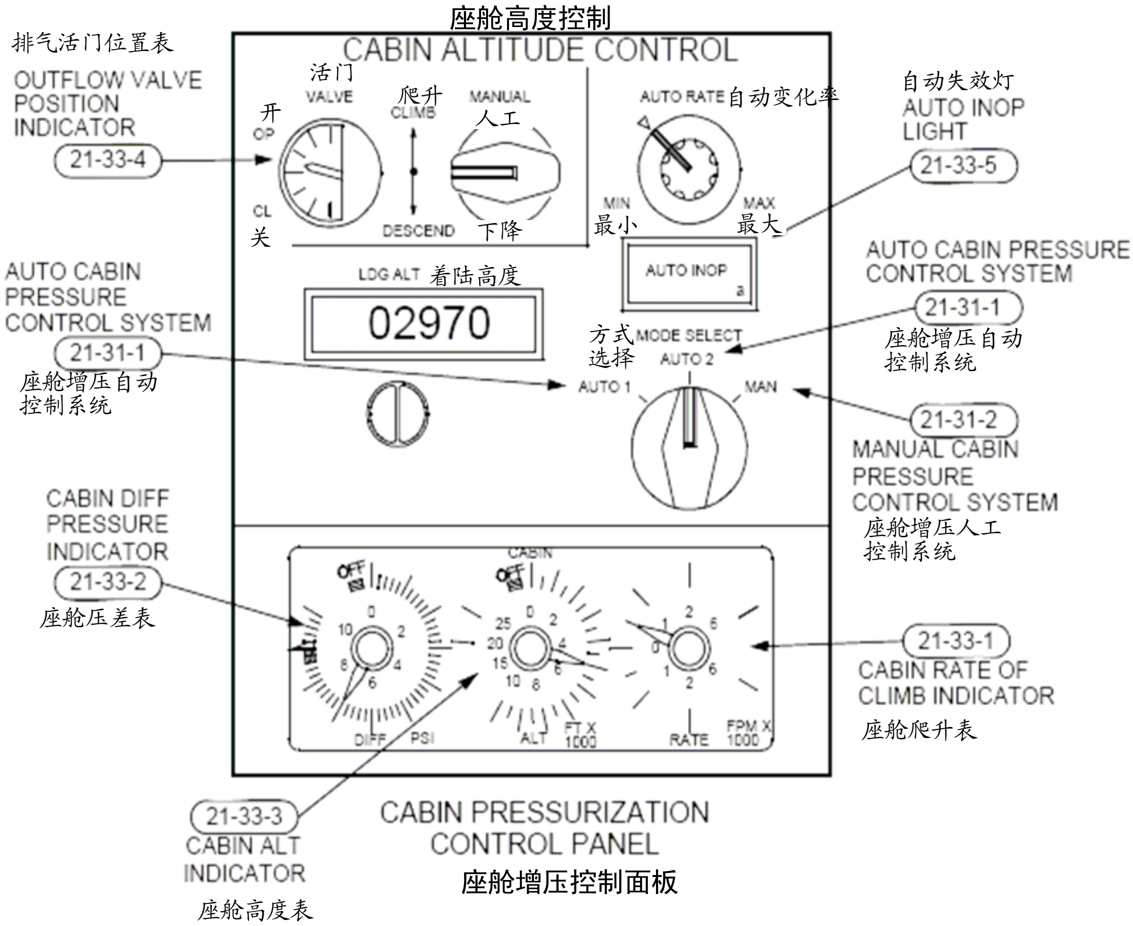
POSITIVE PRESSURE RELIEF VALVES
(VIEW FROM INSIDE OF AIRPLANE)

正压力释压活门（从机内看）

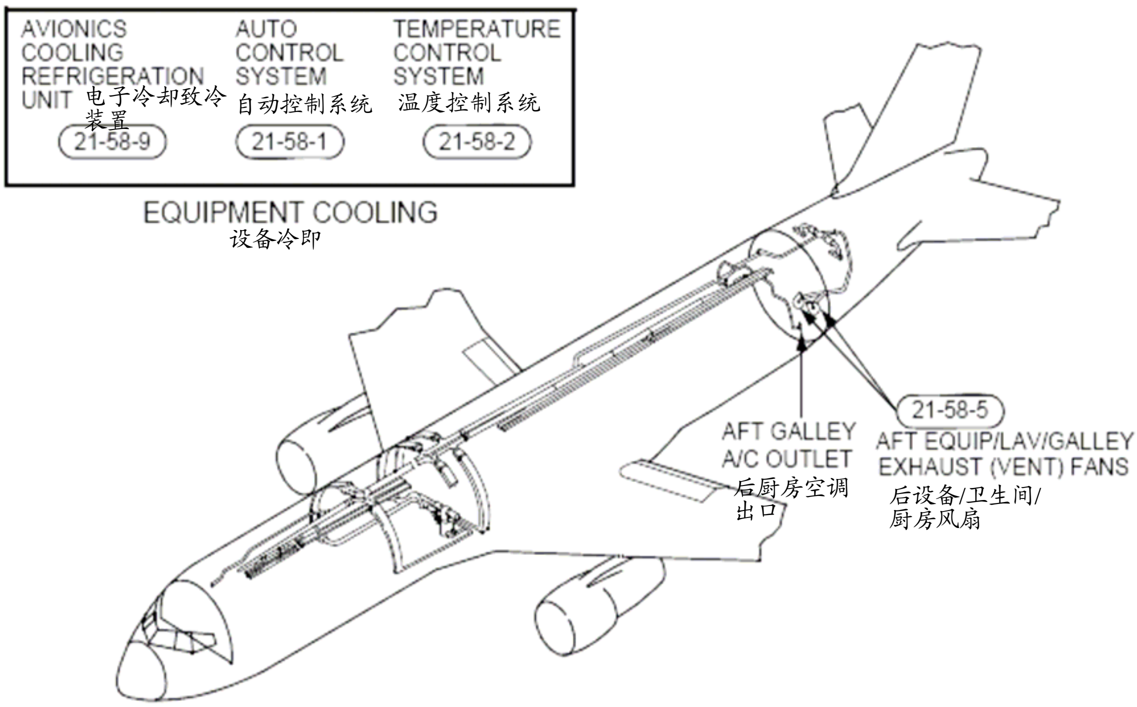


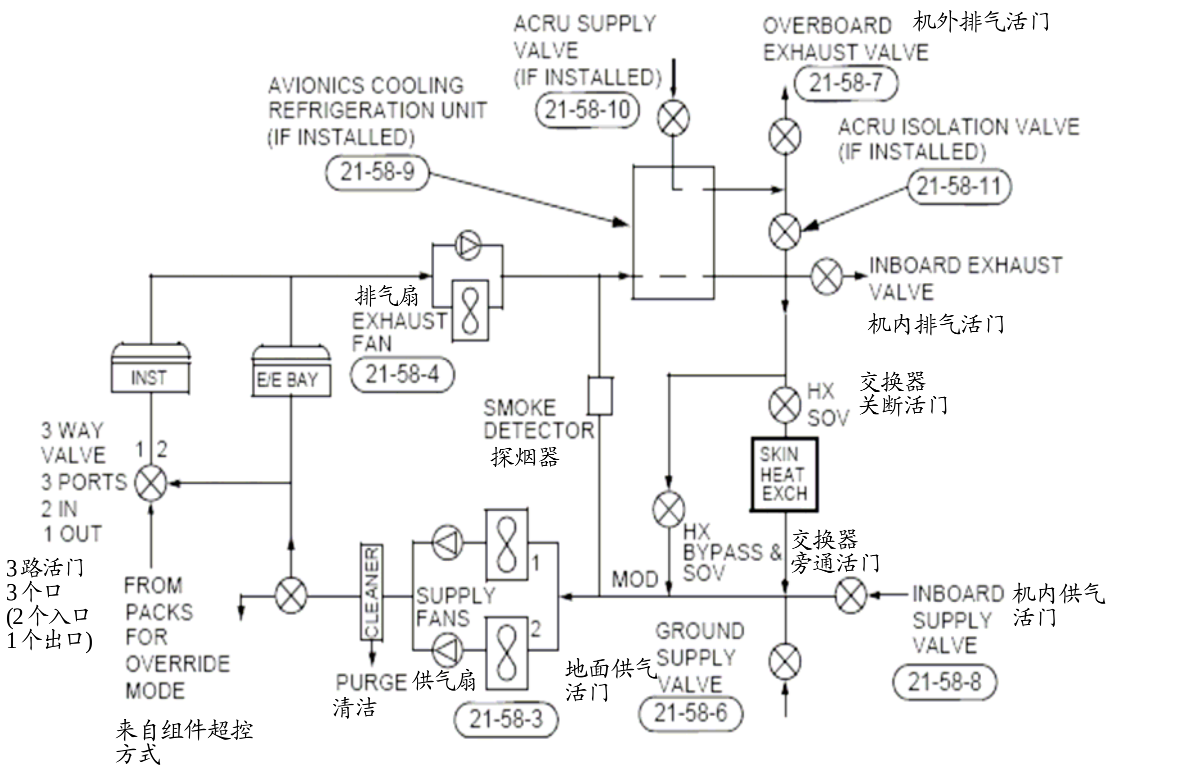
CABIN ALTITUDE CONTROL AND CARGO HEAT SYSTEM

客舱高度控制和货舱加温系统

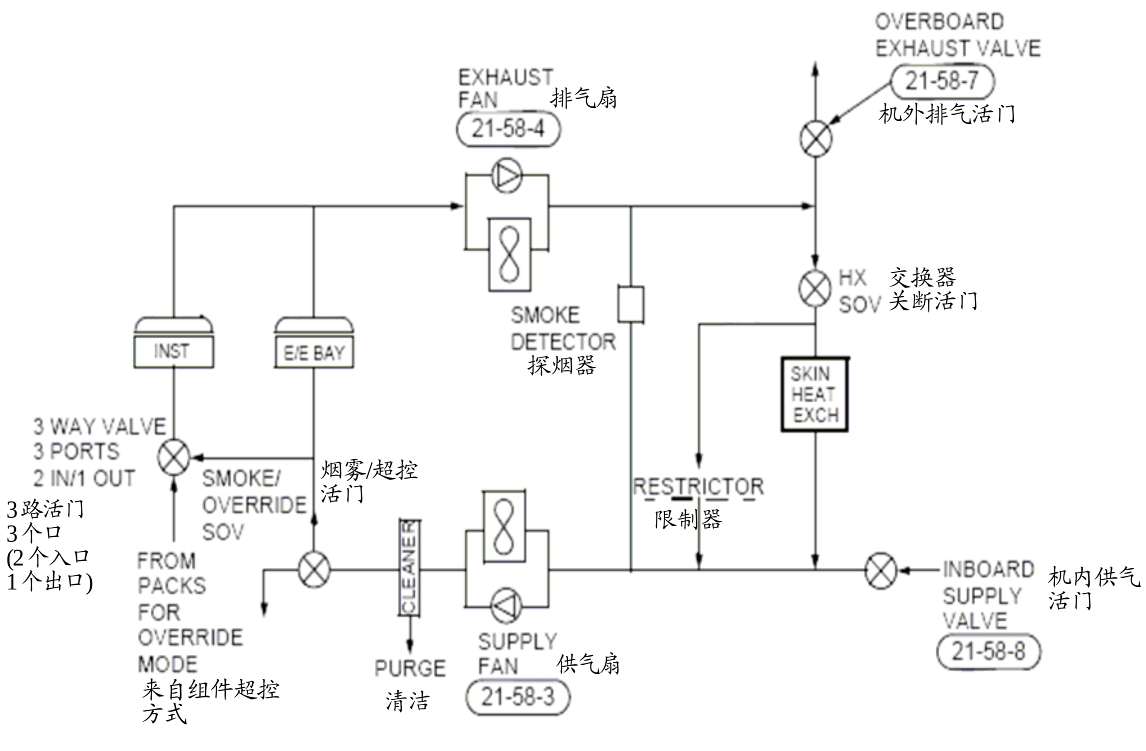


CABIN PRESSURIZATION CONTROL PANEL
座舱增压控制面板





TWO SUPPLY FAN INSTALLATION
双风扇供气型



ONE SUPPLY FAN INSTALLATION
单风扇供气型

FORWARD EQUIPMENT COOLING
前设备冷却

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-20-1 空调臭氧转换器	C	2	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上写明—“空调臭氧转换器失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-25-1 再循环风扇	C	2	1	
	C	2	0	当两个空调组件都工作正常时，允许两个风扇都失效。

注：当一个循环风扇失效或关断时，相应的空调组件进入高流量方式。如果两个循环风扇都不工作，燃油流量将增加大约 0.6％。

<u>EICAS 状态信息</u>

HI FLOW INHIBT

<u>挂牌</u>

视情挂牌——“左（右）再循环风扇失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-25-2 再循环风扇失效灯	C	2	0	（M）允许失效，但要求验证相应的 EICAS 信息工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌

维护程序（M）
按以下步骤验证 EICAS 咨询信息 L/R RECIR FAN 工作正常：
1.将再循环风扇电门放在 ON 位。
2.拔出 P36 板上的跳开关 RECIRC FAN L。
3.如果 EICAS 咨询信息 L RECIR FAN 显示，则信息工作正常。
4.关闭 P36 板上的跳开关 RECIRC FAN L。
5.拔出 P37 板上的跳开关 RECIRC FAN R。
6.如果 EICAS 咨询信息 R RECIR FAN 显示，则信息工作正常。
7.关闭 P37 板上的跳开关 RECIRC FAN R。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-28-1 前货舱空调系统	D	1	0	

注 1：前货舱运载动物和易腐货物时会受到影响。
注 2：前货舱空调系统失效包括后续页中所列的多个部件失效。装有此系统的飞机，以下所列部件也不一定全部都装有，营运人需根据飞机的安装情况来制定程序。

EICAS 状态信息

CARGO A/C CONT	CARGO TRIM AIR	CARGO A/C TEMP
COND CARGO VALVE	CARGO EXH FAN	CGO GND EX VALVE
CARGO EXH VALVE	FWD CARGO FAN	

挂牌

按维护注意的内容视情挂牌。

维护注意

1.以下部件可能会失效，但要求前货舱空调系统在正常方式工作：
  A.前货舱通气风扇。
  B.前货舱空调系统地面排气风扇。
  C.前货舱空调系统热敏元件，但要求前货舱空调系统正常方式工作正常。
  D.前货舱加温电门（45°F），但要求 P5 板上的前货舱加温电门保持在 OFF 位（参见操作注意），并在电门上挂“前货舱加温失效”标牌（参见后续页解除前货舱加温流量控制活门工作的程序）。
  E.前货舱空调系统排气活门，但要求活门在关闭位解除工作（参见后续页解除前货舱空调系统排气活门工作的程序）。
  F.前货舱空调系统地面排气活门（主要和/或备用），但要求两个活门在关闭位解除工作（参见后续页解除前货舱空调系统地面排气活门工作的程序）。

2.以下部件可能失效，但要求验证前货舱空调系统在备用方式工作（当前货舱空调电门在 ON 位时，EICAS 上会出现 FWD CARGO BACKUP 咨询信息）：

A.一个或两个前货舱空调系统温度传感器。

B.前货舱空调系统配平空气调节活门，但要求：

1）活门在关闭位解除工作（参见后续页解除前货舱空调系统配平空气调节活门工作的程序），且

2）前货舱空调配平/加温关断活门工作正常，且

3）前货舱加温流量控制活门（如安装）工作正常。

C.任一个或所有前货舱空调系统管道/舱的过热电门，但要求：

1）前货舱空调系统配平空气调节活门在关闭位解除工作，或

2）前货舱空调配平/加温关断活门在关闭位解除工作（参见后续页解除前货舱空调系统配平/加温关断活门工作的程序）。

D. 前货舱空调配平/加温关断活门，但要求活门在关闭位解除工作。

3.当下列部件失效时，前货舱空调系统将不可用，应挂上“前货舱空调失效”标牌：

A.前货舱空调系统关断活门，但要求活门在关闭位解除工作（参见后续页解除前货舱空调系统关断活门工作的程序）。

B.前货舱温度选择器。

C.除延程飞行外，组件流量和货舱空调控制器（PFCAC），但要求：

1）飞行高度限制在 FL 350 或以下。

2）左组件流量控制活门固定在关闭位（参见 MEL 21-51-2 项）。

3）前货舱空调系统关断活门在关闭位解除工作。

4）前货舱空调配平/加温关断活门在关闭位解除工作。

5）前货舱空调系统配平空气调节活门在关闭位解除工作。

6）前货舱空调系统排气活门在关闭位解除工作，且

7）前货舱空调系统排气风扇解除工作（参见后续页解除前货舱空调系统排气风扇工作的程序）。

解除前货舱空调系统排气活门工作的程序：

1.拔出 P11 板上的 11C20，CGO EXH VLV 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

2.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

3.拆下货舱前隔框后部 4 英尺处，货舱中心线附近的地板。

4.确信活门在关闭位。

5.脱开排气活门上的电插头，加盖收藏。

6.装回货舱地板。

7.关闭货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

解除前货舱空调系统地面排气活门工作的程序：

1.按压 P5 板上的前货舱空调系统电门灯到 OFF 位。

A.确信 ON 灯熄灭。

B.在电门灯上挂“不要操作”标牌。

2.打开主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00），拔出 P37 板上的 37E3，CGO GND EXH VLV 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

3.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

4.拆下前货舱门后 6 英尺处，货舱中心线附近的货舱地板。

注：地面排气活门是最靠近机外出口的那个活门。地面排气备用活门则是最靠近地面排气风扇的那个活门。

5.确信活门在关闭位。

6.装回货舱地板。

7.关闭货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

8.关闭主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00）。

9.取下前货舱空调系统电门灯上的“不要操作”标牌。

解除前货舱空调系统地面排气备用活门工作的程序：

1.按压 P5 板上的前货舱空调系统电门灯到 OFF 位。

A.确信 ON 灯熄灭。

B.在电门灯上挂“不要操作”标牌。

2.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

3.拆下前货舱门后 6 英尺处，货舱中心线附近的货舱地板。

注：地面排气活门是最靠近机外出口的那个活门。地面排气备用活门则是最靠近地面排气风扇的那个活门。

4.用人工超控作动器（也是位置指示器）关闭活门，或做下列步骤：

A.打开主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00）。

B.闭合 P36 板上的 36E4，CGO EXH B/U VLV 跳开关。

C.解除扰流板的工作（参看 AMM 27-61-00），或使所有人员及设备远离扰流板。

警告：解除扰流板的工作或使所有人员及设备远离扰流板，以防扰流板快速收回伤及人员，损坏设备。

D.对 1 号空/地系统做飞行方式模拟程序（参看 AMM 32-09-02）。

5.拔出 P36 板上的 36E4，CGO EXH B/U VLV 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

6.确信活门在关闭位。

7.装回货舱地板。

8.关闭货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
9.关闭主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00）。
10.取下前货舱空调系统电门灯上的“不要操作”标牌。
11.将飞机恢复到地面方式（参看 AMM 32-09-02）。
12.如果之前解除了扰流板的工作，现恢复（参看 AMM 27-61-00）。

解除前货舱空调系统配平空气调节活门工作的程序：
1.将 P5 板上的前货舱空调选到 OFF 位（电门灯或旋转电门），在前货舱空调面板上挂“不要操作”标牌。
2.拔出 P11 板上的跳开关 11N21，FWD CARGO TEMP CONT VLV CLOSE 和 11N22，FWD CARGO DUCT OVHT/INOP。
3.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
4.拆下前货舱的后隔框衬板。
5.确信活门在关闭位。
6.脱开配平空气调节活门上的电插头，加盖收藏。
7.装回前货舱的隔框衬板。
8.关闭货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
9.闭合 P11 板上的跳开关 11N21，FWD CARGO TEMP CONT VLV CLOSE 和 11N22，FWD CARGO DUCT OVHT/INOP。
10.取下前货舱空调面板上的“不要操作”标牌。

解除前货舱空调系统关断活门工作的程序：
1.将 P5 板上的前货舱空调选到 OFF 位（电门灯或旋转电门），在前货舱空调面板上挂“不要操作”标牌。
2.打开主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00），拔出 P37 板上的 37E4，CGO A/C SOV CONT 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。
3.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
4.拆下前货舱的后隔框衬板。
5.确信活门在关闭位。
6.脱开关断活门上的电插头，加盖收藏。
7.装回前货舱的隔框衬板。
8.关闭货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
9.关闭主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00）。

解除前货舱空调系统配平/加温关断活门工作的程序：

1.将 P5 板上的前货舱空调选到 OFF 位（电门灯或旋转电门），在前货舱空调面板上挂“不要操作”标牌。

2.按压 P5 板上的前货舱加温电门灯到 OFF 位。

A.确信 ON 灯熄灭。

B.在电门灯上挂“不要操作”标牌。

3.拔出 11R21，FWD CARGO HEAT OVERRIDE（关断活门）跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

4.打开右 ECS 接近门 194LR （参看 AMM 06-41-00）。

5.确信活门在关闭位。

6.脱开失效的关断活门上的电插头，加盖收藏。

7.关闭右 ECS 接近门 194LR （参看 AMM 06-41-00）。

8.取下前货舱空调面板上的“不要操作”标牌。

解除前货舱加温流量控制活门工作的程序：

1.将 P5 板上的前货舱空调选到 OFF 位（电门灯或旋转电门），在前货舱空调面板上挂“不要操作”标牌。

2.按压 P5 板上的前货舱加温电门灯到 OFF 位。

A.确信 ON 灯熄灭。

B.在电门灯上挂“不要操作”标牌。

3.拔出 11R19，CARGO HEAT VALVE FWD CONT 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

4.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

5.拆下前货舱的后隔框衬板。

6.确信活门在关闭位。

7.脱开失效的控制活门上的电插头，加盖收藏。

8.装回前货舱的隔框衬板。

9.关闭前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。

10.取下前货舱空调面板和前货舱加温电门灯上的“不要操作”标牌。

解除前货舱空调系统排气风扇工作的程序：

1.按压 P5 板上的前货舱空调电门灯到 OFF 位。

A.确信 ON 灯熄灭。

B.在电门灯上挂“不要操作”标牌。

2.打开主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00），拔出 P37 板上的 37J6，GND EXH FAN 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

3.打开前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
4.拆下前货舱门后 6 英尺处，货舱中心线附近的货舱地板。
5.脱开地面排气风扇上的电插头，加盖收藏。
6.装回前货舱地板。
7.关闭前货舱门 821（参看 AMM 06-46-00）。
8.关闭主设备舱接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00）。
9.取下前货舱空调电门灯上的“不要操作”标牌。

操作注意

备用方式工作：

按需要调节货舱选择器，以保持相应的前货舱温度（温度显示在 EICAS 状态页面上）。

相应的 P5 板上的前货舱加温电门灯和/或前货舱空调电门灯（按压或旋转）保持在 OFF 位。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-31-1 座舱增压自动控制系统	C	2	1	允许一个失效，但要求人工方式和一套自动驾驶应工作正常。
	C	2	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）座舱增压控制系统人工方式工作正常，且 c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。
	C	2	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）禁止水上延程飞行，且 c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息

CABIN ALT AUTO 1

CABIN ALT AUTO 2

挂牌

在座舱高度控制选择面板（P5）上挂牌——“自动 1（2）失效和/或人工失效”。

如果两个自动控制系统都失效时：在座舱高度控制面板（P5）上挂牌——“仅能以非增压方式飞行”。

维护程序（M）

以非增压方式飞行时：

1.溢流活门设置必须满足下列情形之一以适合做非增压方式飞行。

A.如果人工方式工作正常：

1）将 P5（P61）板上的座舱高度控制方式选择电门置于 MAN（人工）位。

2）向爬升（开活门）或下降（关活门）方向转动人工控制钮，直到活门位置指示 25％开位。

3）测量排气活门瓣（图 1A）之间的距离，视情转动人工控制钮，确保两瓣之间开的距离为 0.35”（+0.05”，-0.00”），8.9mm （+1.2mm,-0.00mm）.

B.如果人工方式失效：

注：通知飞行签派部门禁止延程水上飞行。

1）拔出并卡住 P11 板上的 CABIN ALT/PRESS MAN（座舱高度/压力人工控制）跳开关。

2）打开散装货舱门并拆去后衬板。

3）拆下并收好溢流活门防护网。

4）从作动器传动臂和活门连杆（图 1B）机构上拆开溢流活门作动器连杆，收好连杆。

5）从溢流活门开位保持工具上拆下联接销，将工具的半件分别安装到溢流活门连杆机构和周围结构上。

6）调节保持开位工具的杆端，直到溢流活门瓣之间距达到 0.35 英寸（图 1B）时为止。

7）将联接销装在开位保持工具上，将活门联接螺杆和拇指轮打保险。

8）装回货舱后衬板，关上散装货舱门。

2.按下述要求确定所需循环风扇设置：

警戒：在此设置下不要双组件工作。并应在组件控制面板（P5）上挂牌说明。

空调组件 工作数量	所需再循环 风扇数量
0	2
1	1（至少）

3.在非增压方式飞行时，必须满足下述的设置以保证足够的设备冷却和清除烟雾：

A.对于有 2 个设备冷却供气风扇系统的飞机做以下工作：

1）将设备冷却方式选择器置于 STBY（备用）位，并挂牌“使用备用”；

2）此后至少等待 30 秒钟以便机外活门关闭；

3）拔出并卡住 P11 跳开关顶板和前厨房跳开关板上的下列跳开关：

a.P11 板在 CABIN ALTITUDE CONTROL（座舱高度控制）下方：

SELECT* （选择）；
AUTO1 （自动 1）；
AUTO2 （自动 2）；
MANUAL* （人工）

如果溢流活门仍能以人工方式工作，则保持这些跳开关接通。

b.P11 板在 EQUIPMENT COOLING（设备冷却）下方：

OUTBD VALVE（外侧活门）。

c.前厨房板：

CHILLER NO.1-AC 和 DC（冰柜）

4）用 3/8 英寸扳手从机外人工全开 E/E 舱冷却系统机外排气活门。将活门人工超控器压入使其与传动机构啮合，然后转过起始阻力点直至全开止动位为止（见图 3）；

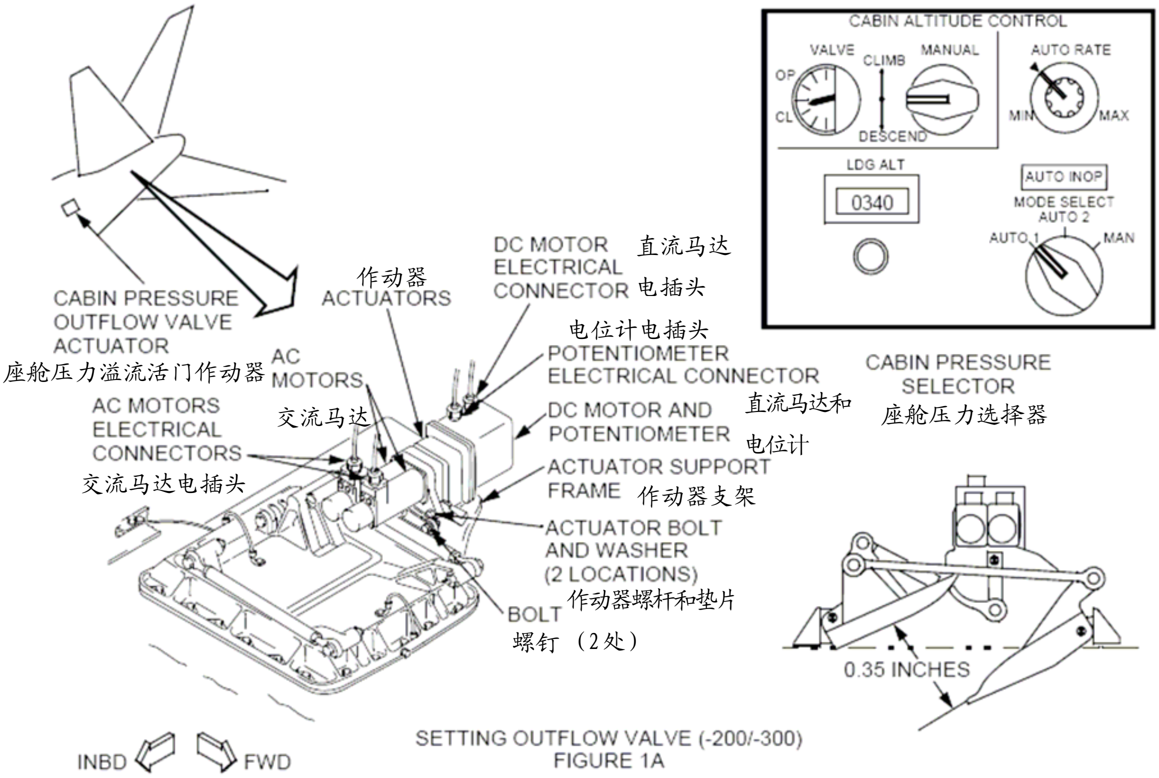
5）从 E/E 冷却总管内联门上拆下电插头，加盖，收藏。人工将活门从“A to B”位转到“C to B”位（见图 4）；

6）对于两套组件都失效的情况，使地面人员呼叫喇叭无效。

a. 拔出并卡住 P6 面板上的 EQUIP COOL GND WARN（设备冷却地面警告）CB711 号跳开关。

b.为了避免电瓶释放，在任何 IRU 在 ON 位时，应保证右 AC 汇流条有电。

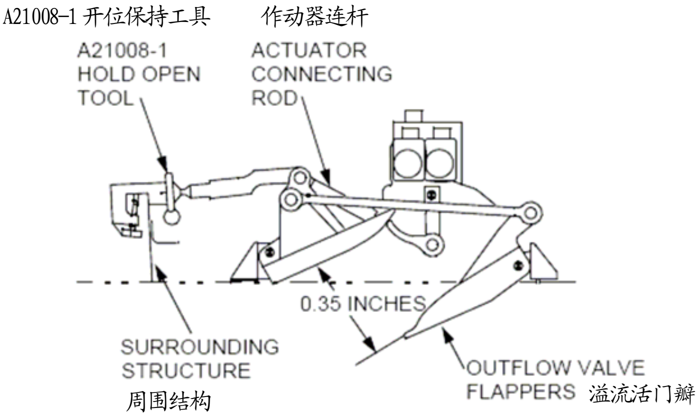
7）通知飞行签派部门，飞机必须非增压飞行。



SETTING OUTFLOW VALVE (-200/-300)
FIGURE 1A

设置溢流活门

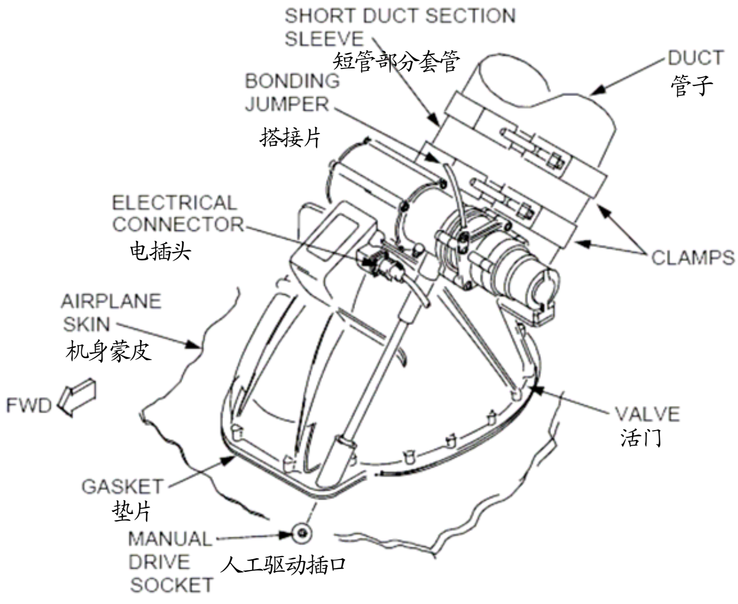
图 1A



INSTALLING OUTFLOW VALVE TOOL (-200/-300)
FIGURE 1B

溢流活门开位保持工具的安装

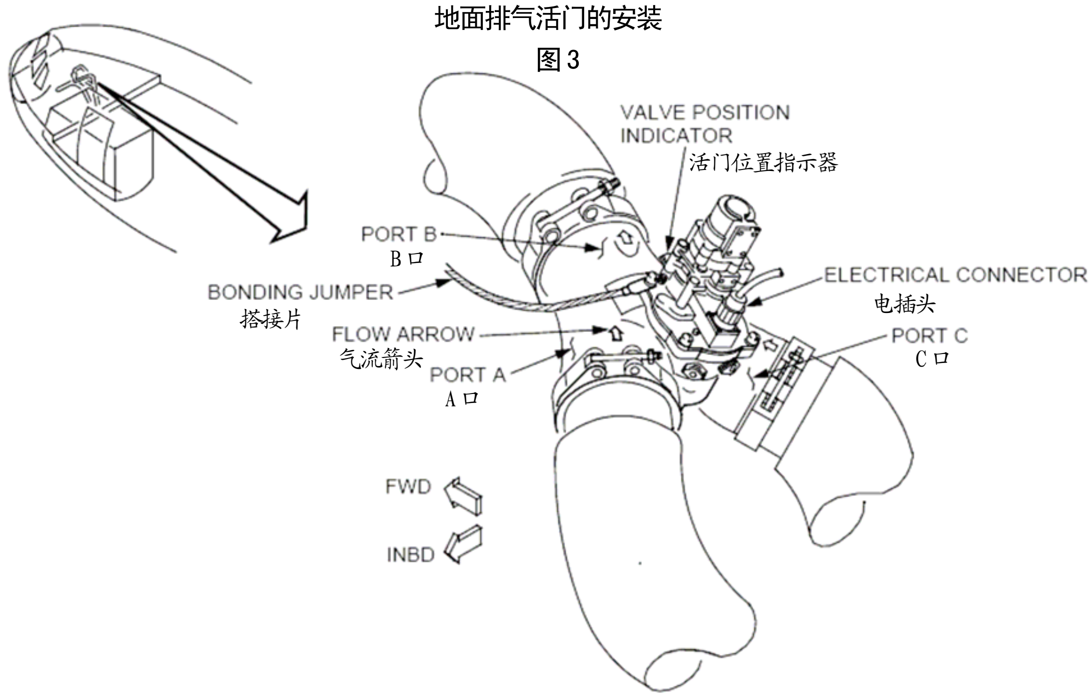
图 1B



OVERBOARD EXHAUST VALVE INSTALLATION
FIGURE 3

地面排气活门的安装

图 3



MANIFOLD INTERCONNECT VALVE INSTALLATION
FIGURE 4

总管内联活门的安装

图 4

操作程序（O）

1.非增压飞行：

A.如果人工方式工作正常，可以进行水上延程飞行。除了非正常程序的要求外，飞行机组不需通过人工控制来改变溢流活门的位置。如果人工方式不能正常工作，则禁止水上延程飞行。

C.发动机起动时，由于瞬时的组件关断可能会出现低流量指示。

D.前、后、散装货舱空载或只装空的货舱集装箱、货盘、压舱物和货舱紧固部件。

E.设置电子设备冷却系统为除烟方式，不采用“前设备除烟”非正常程序。此时应忽略电子设备冷却“活门”信号灯和 EICAS“FWD EQPT VAL”（前设备活门）信息。

F.航线高度尽可能限制在 10，000 英尺以下。

注 1：若在 10，000 英尺高度或以上飞行，机组对 CABIN ALT （客舱高度）红色警告灯和音响警告应有思想准备，音响警告可抑制掉。

注 2：在满足了公司运行手册中对飞行机组、客舱机组、旅客特殊用氧的规定时可以在 10000 英尺以上飞行。

G.用单组件或无空调，不许用双组件。

H.为避免乘客和机组不适，在起飞爬过越障高度以后，应将爬升或下降率限制在 500fpm 以内。

I.由于空气循环和温度控制条件差，尤其是载客多且遇到特热或特冷外界环境时，应考虑到乘客的舒适与否。在双组件关断的情况下，驾驶舱和客舱要有足够的通风量，以确保 CO_2 含量不超过标准，如果两个再循环风扇都能工作，则两个都应用上。

J.乘务员应注意，前厨房冷藏柜是不工作的。

K.水上迫降要求：

1)除水上迫降外，飞行机组不许改变溢流活门位置。

2)万一要水上迫降，设备冷却 OUTBD VALVE（外侧活门）跳开关必须按下去。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-31-2 座舱增压人工控制系统	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）禁止水上延程飞行， c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息
无

挂牌
座舱高度控制方式选择处挂牌——“人工方式失效”。

维护程序（M）
对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）
对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项操作程序（O）。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-31-3 溢流活门	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）禁止水上延程飞行， c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

座舱高度控制板（P5）处挂牌——“溢流活门失效”。

维护程序（M）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项操作程序（O）。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-32-1 正释压活门	C	2	1	（M）允许一个在关闭位置失效。
	C	2	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）座舱增压控制系统人工方式工作正常， c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。
	C	2	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）禁止水上延程飞行， c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息
无

挂牌
座舱高度控制板（P5）处挂牌——“正释压活门失效”。

维护程序（M）
1.对于一个活门关闭：
A.验证相应活门已关闭。
B.从主压差控制机构上拆开外界静压传感管并加盖。

C.从次级压差控制机构上拆开合成静压传感管并加盖。
2.对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项操作程序（O）。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-33-1 座舱爬升率指示器	C	1	0	在两个座舱增压自动控制系统工作都正常的情况下允许失效。
	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

座舱爬升率指示器处挂牌——“座舱速率失效”。

维护程序（M）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项操作程序（O）。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-33-2 座舱压差指示器	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）座舱高度指示器工作正常，且 b）有一备查图表可将座舱高度转换成压差。
	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

座舱压差指示器（P5）处挂牌——“座舱压差失效”。

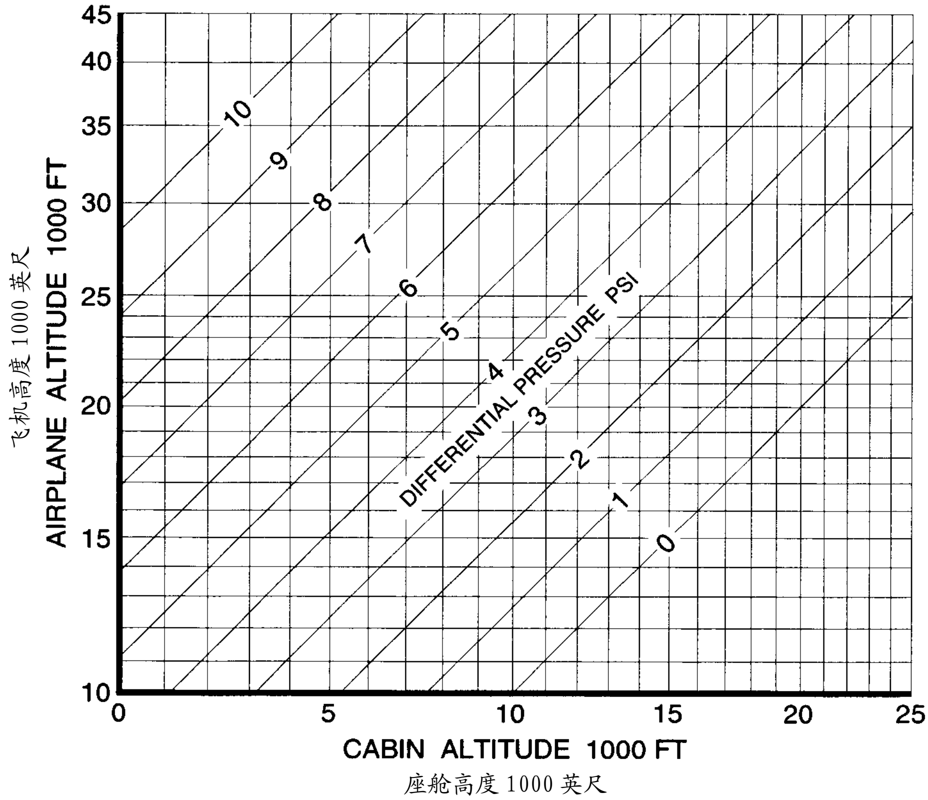
维护程序（M）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）

1.对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项操作程序（O）。

对于增压方式飞行，使用下面的图表，将座舱高度转换成座舱压差。


45
40
35
30
25
20
15
10
0
5
10
15
20
25
10
9
8
7
6
5
4
3
2
1
0
DIFFERENTIAL PRESSURE PSI
AIRPLANE ALTITUDE 1000 FT
飞机高度 1000 英尺
CABIN ALTITUDE 1000 FT
座舱高度 1000 英尺

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-33-3 座舱高度指示器	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）座舱压差指示器工作正常，且 b）有图表，可将座舱压差转换为高度。
	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

座舱高度指示器（P5）处挂牌——“座舱高度失效”。

维护程序（M）

对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）

1. 对于增压方式飞行，使用 MEL 21-33-2 项操作程序（O）中的图表。
2. 对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项操作程序（O）。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-33-4 溢流活门位置指示器	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
座舱溢流活门位置指示器（P5）处挂牌——“活门位置指示失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-33-5 座舱高度控制 AUTOINOP（自动失效）灯	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）两个座舱增压自动控制系统都工作正常，且 b）座舱高度或座舱爬升速率指示器工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

座舱方式选择自动失效灯处挂牌——“座舱方式自动失效灯失效”。

操作程序（O）

耳感不适或座舱高度非程序性变化是两个座舱增压自动控制系统都失效的标志。如果真发生了双失效，应将座舱高度控制方式选择到人工方式，由人工来控制座舱高度及速率变化。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-33-6 座舱高度警告系统	C	1	0	允许失效，但飞行高度应保持在等于或低于平均海平面 10,000 英尺。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上写明—“座舱高度警告系统失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-40-1 货舱加温系统				
1）前和后	C	2	0	（M）解除工作后允许失效。
2）散装货舱	C	1	0	（M）允许失效，但要求解除工作。
a）散装货舱通气风扇	C	1	0	（O）允许失效，但要求散装货舱加温选择器保持在 NORM（正常）位置。

注 1：货舱加温系统失效，相应货舱的温度有可能下降至低于结冰温度。

注 2：地面工作时，在天气热的情况下货舱温度可能超过 32℃，会引起过热灯亮和产生前（后、散装）货舱过热 EICAS 信息。

EICAS 状态信息

BULK CARGO FAN

挂牌

相关的货舱加温电门灯处挂牌—“前（后或散装）货舱加温失效”。

维护程序（M）

注：关断活门和流量控制活门是串联的。要解除系统工作只须关闭其中一个活门并断电。

1.按下述步骤找到相应的货舱加温关断或流量控制活门：

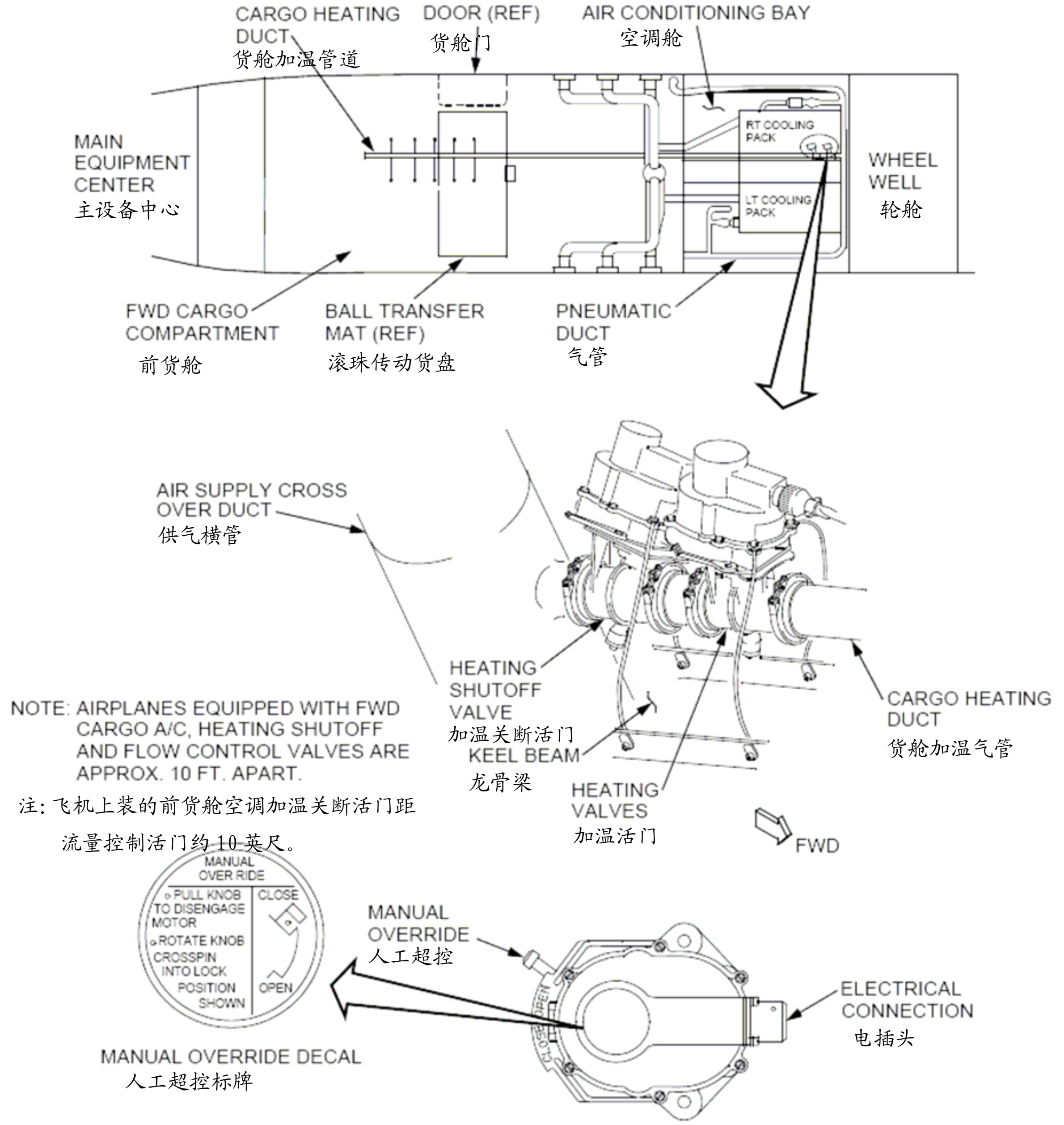
A.通过右空调舱门 136GR 接近前系统。

B.通过后货舱门，沿加温管道，在机身站位 STA1358 和左纵剖线 LBL75 处，水平站位 WL118.5 与 187 之间找到后系统。

C.通过后货舱门，在散装货舱加温管道机身站位 1365 处，水平站位 WL172，左纵剖线 LBL75 处找到散装货舱系统。

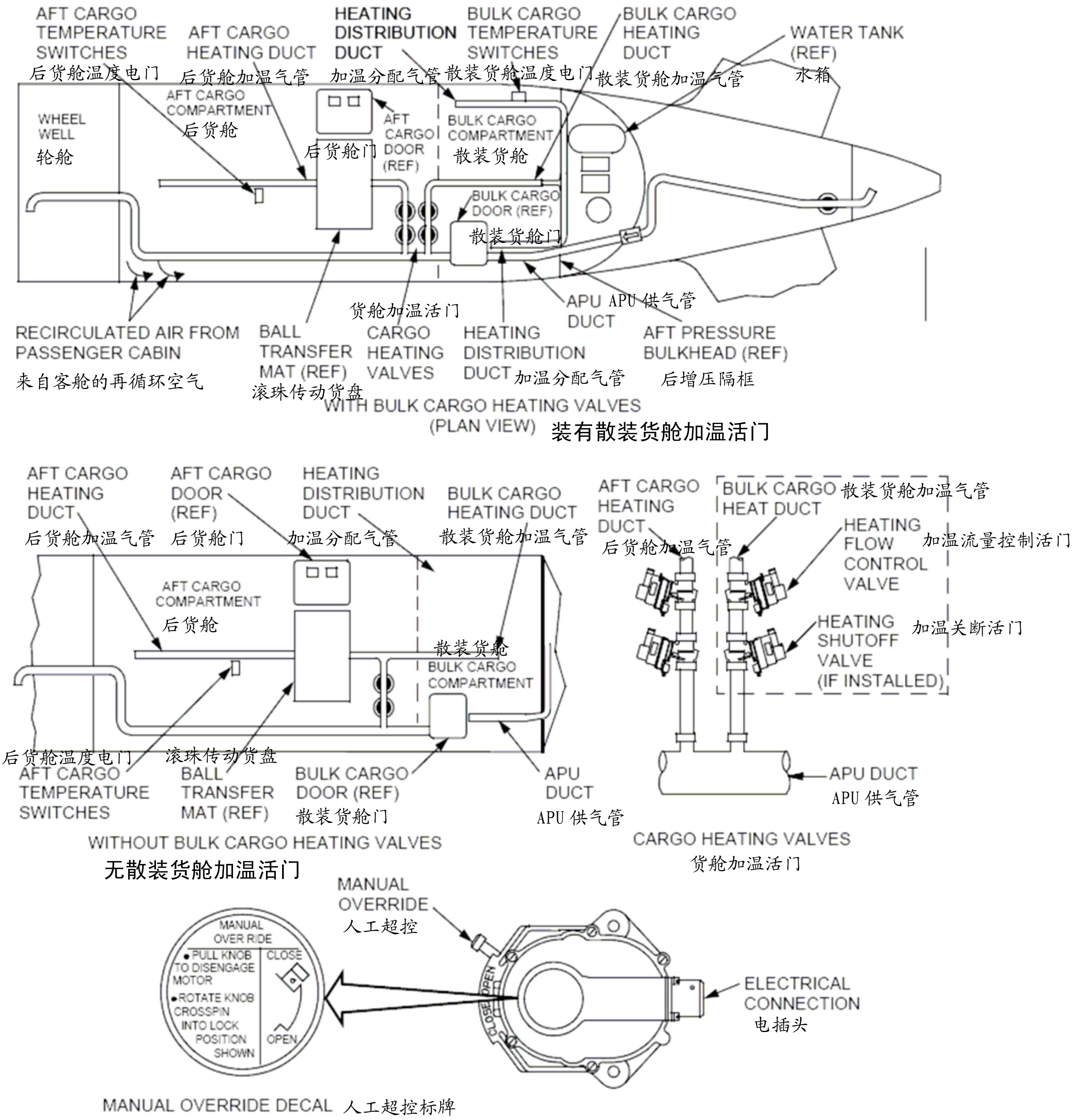
2.从关断活门或流量控制活门上拆下电插头，加盖收藏。
3.人工扳动超控和位置指示手柄，将活门置于关闭位。
4.通知飞行签派部门，相关的货舱加温系统通风风扇失效。
5.为了抑制因前货舱加温系统被解除工作而产生的前货舱过热信息和过热灯，执行下列步骤：
  B.有前货舱空调的飞机：
    1）加盖并收藏到前货舱过热温度 S363 热动开关的导线，或
    2）拆下 P37 板上 K231 继电器。
6.为了抑制因后货舱加温系统被解除工作而产生的后货舱过热信息和过热灯，执行下列步骤：
  A.拆下 S64 后货舱过热温度电门，或
  B.拆下 P49 板上 K229 后货舱过热继电器。
7.为了抑制因散装货舱加温系统被解除工作而产生的散装货舱过热信息和过热灯，执行下列步骤：
  A.拆下 S500 散装货舱过热温度电门，或
  B.拆下 P33 板上 K729 散装货舱过热继电器。

<u>操作程序(O)</u>
散装货舱的加温系统和/或排气风扇失效时不能运载活体动物，除非飞行中考虑到温度、湿度和二氧化碳浓度的问题。



FORWARD CARGO COMPARTMENT HEATING SYSTEM

前货舱加温系统



AFT/BULK CARGO COMPARTMENT HEATING SYSTEM

后/散装货舱加温系统

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-40-2 货舱加温指示系统（过热和/或接通灯）				
1）前和后货舱	C	2	0	（M）允许失效，但要求验证过热保护系统工作正常。
	C	2	0	允许失效，但要求相关的货舱加温系统选择在关位。
2）散装货舱	C	1	0	（M）允许失效，但要求验证过热保护系统工作正常。
	C	1	0	允许失效，但要求散装货舱的加温系统选择在关位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在前、后、散装货舱相应的电门灯处挂牌—“前（后或散装）货舱加温指示失效”或“前（后或散装）货舱加温失效”。

维护程序（M）

1.打开相应的前、后、散装货舱门（821，822，811）。

注：前、后货舱的加温传感器装在货舱中部，货舱地板下。要找到：

前货舱—从前货舱门中心线向后量 54 英寸。

后货舱—从后货舱门中心线向前量 67 英寸。

注：散装货舱加温传感器装在地板上方右侧。要找到：

散装货舱—从散装货舱门中心线向后量 69 英寸，在右纵剖线 RBL54.5，站位 STA1518，和水平线 WL171 交汇处。

2.在货舱加温感温电门处接一个温度计。

3.用一热源对着感温电门和温度计加温直到温度计指示为 90℉ ±5º 。

4.验证相应的前、后或散装货舱过热活门关闭。

5.拆去加热源和温度计。

6.关上相应的前、后或散装货舱门。

7.如果不需要货舱加温：

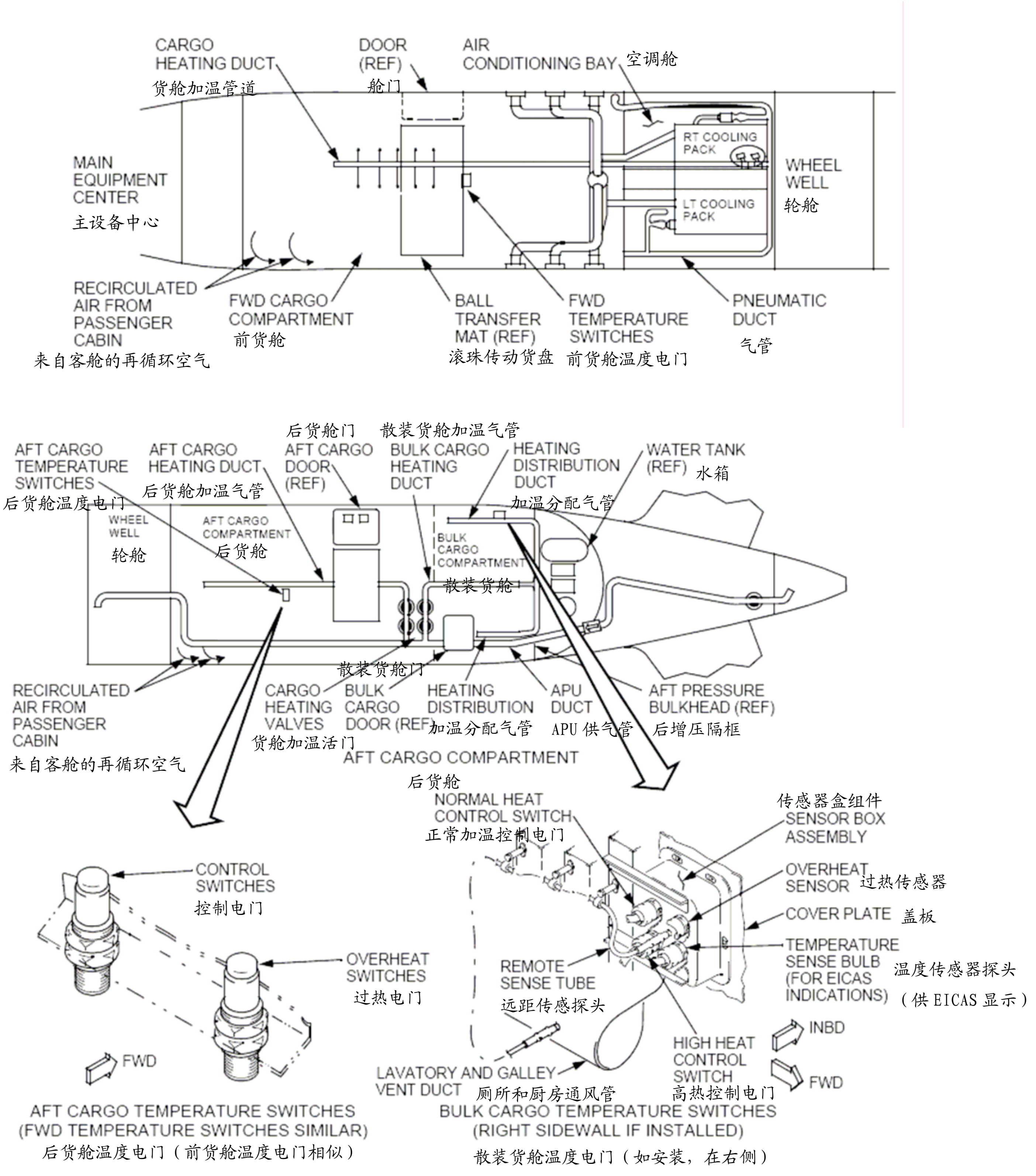
A. 将相应的货舱加温电门置于关断位。

操作注意

1.如果按 MEL 做一个失效灯光的保留，货舱过热时，EICAS 将出现咨询级信息：“FWD GARGO OVHT”，“AFT CARGO OVHT”，或者“BULK GARGO OVHT”。

2.如果按 MEL 做一个失效继电器的保留，EICAS 信息可能不显示。

3.如果货舱加温选择到 OFF 位，应该考虑相应货舱运载活体动物时的温度、湿度和二氧化碳浓度等的影响。



CARGO HEAT TEMPERATURE SENSORS
货舱加温温度传感器

项目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-45-1	机组辅助加温系统	C	4	0	允许在关断位失效。
		C	4	0	（M）允许失效，但要求解除相应系统的工作。 注：任何工作正常部分都可以使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“脚部加温器（高/低）失效”和/或“肩部加温器（高/低）失效”。

维护程序（M）

对相应的失效加温器，拔出并卡住 P36 和 P37 板上的跳开关。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-45-3 门加热系统（A、Ⅰ、Ⅲ型门）	C	1	0	（M）解除工作后允许失效。

注：A 型门是前入口/勤务、中入口/勤务和后入口/勤务门，Ⅰ型门是应急出口门（机翼后），Ⅲ型门是翼上应急门。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上视情注明。

维护程序（M）

1.通过拔出、卡住相应的电源跳开关来解除失效的加热器工作，并挂“不要闭合”标牌。参考系统原理手册（SSM）21-45-02 至 21-45-05 来确定电路跳开关，不需要拔出“控制”电路跳开关。

2.选择程序。从失效的加热器上脱开电插头，允许使用工作正常的加热器，执行下列步骤：

A.参考 SSM 21-45-02 至 SMM 21-45-05，拔出并卡住相应跳开关，并挂“不要闭合”标牌。

B.参考 AMM 21-45-00 找到失效的加热器。

C.从失效的加热器上脱开电插头并加盖、收藏好。

D.取下“不要闭合”标牌，闭合 A 步骤拔出的跳开关。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-51-1 空调组件	C	2	1	（O）允许一个组件失效，但要求： a)飞行高度应保持在 FL350 或以下，且 b)飞行时间在 60 分钟内，并在合适机场着陆。
	C	2	0	（M）（O）允许两个组件都失效，但要求： a）飞机在非增压状态飞行， b）两个再循环风扇工作正常，且 c）确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

注：关闭一个组件会使流量控制活门（FCV）关闭，也就使得前货舱空调系统不工作。

EICAS 状态信息
HI FLOW INHIBIT
HI FLOW ON

挂牌
在相应的组件控制选择器处挂牌—“左（右）组件失效”。

维护程序（M）
对于非增压方式飞行，使用 MEL 21-31-1 项维护程序（M）。

操作程序（O）

2.单组件失效信息：

A.在低引气需求期间，例如，当左（右）组件流量控制/关断活门关闭时，会显示相应的发动机引气断开灯和 L（R）ENG BLEED OFF“左（右）发动机引气断开”咨询级信息。当引气需求增加打开 PRSOV（压力调节和关断活门）后，灯和信息将消失。

B.一个组件失效放行时，如果在飞行中第二个组件也失效，机内通风量将受到限制，温度可能会超限，相对湿度会超过 80%，在做飞行计划时应考虑下列情况：

1）关上客舱所有窗子遮光板。

2）关闭所有非关键性的客舱电源，包括厨房冷柜、灯光、电视监控器和视频播放器。

3）再循环风扇保持接通。

4）将飞机速度降至 0.4 马赫，或最小安全飞行操作速度。

5）将座舱增压选择器选至人工位（MAN）。

6）将溢流活门（OFV）选至全开位。

7）由于有部分空气通过负压释压活门吸入机内并从溢流活门排出机外，所以客舱和驾驶舱可以实现有限的通风。

8）使用表 1 来计算航路中第二个组件也失效时的预计驾驶舱和客舱温度。表 1 中的温度是假定已满足上述 1、2 步的条件下温度。

3.双组件失效信息：

A.对非增压飞行方式，见 MEL21-31-1 项操作程序（O）。

B.由于有部分空气通过溢流活门吸入机内，并从设备冷却排气活门排出机外，所以客舱可以实现部分通风。

C.为进一步降低客舱和驾驶舱的温度，需进行以下工作：

1）关上客舱所有窗子遮光板。

2）关闭客舱内所有不必要的电源，包括厨房冷柜、灯光，电视监控器和视频播放器。

3）使再循环风扇保持接通。

4）将飞机速度降至 0.4 马赫，或最小安全飞行操作速度。

D.双组件失效放飞时用表 1 来计算预计的客舱和驾驶舱温度。表 1 中的温度是假定已满足上述 3.C 步的条件下的温度。

大气温度		载客人数	爬升/下降过程中的温度（℉）		巡航过程中的温度（℉）	
地面	巡航		驾驶舱	客舱	驾驶舱	客舱
86℉/30℃	50℉/10℃	0	114	102	108	96
ISA+15℃		25	114	102	108	96
		200	NR	NR	NR	NR
59℉/15℃	23℉/-5℃	0	87	73	83	70
ISA		25	88	81	84	79
		200	95	91	91	91
41℉/5℃	5℉/-15℃	0	74	62	71	59
ISA-10℃		25	76	72	73	71
		200	88	88	83	86

表 1：双组件失效时的最大温度值。

注 1：NR= 不推荐（Not Recommended）。
注 2：驾驶舱温度考虑了最大的太阳辐射。所以在夜间飞行时，预计温度会低 4℃（7°F）。
注 3：建议飞行时确保驾驶舱温度为 115℉/46℃时不超过几分钟（仅限起飞和着陆）。
注 4：在飞机无组件放行前，用地面车将飞机内部初始温度定为 75℉（24℃）。
注 5：起飞前和着陆后的地面时间定为 7 分钟，更长的地面时间会增加驾驶舱和客舱的温度和湿度。
注 6：航程时间为 4 小时。在一个 30℃的白天做短程飞行（如半小时）会使驾驶舱温度降低大约 8℉（4℃），客舱温度降低 2℉（1℃）。
注 7：假定地面相对湿度为 50%，湿度太高会使旅客和机组感到不舒适。
注 8：飞机无组件放行的情况下不得运载活物。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-51-2 组件流量控制/关断活门	C	2	0	（M）（O）允许与失效的空调组件相对应的活门在关闭位失效。
1）高流量方式	C	2	1	除延程飞行外，允许一个失效，但另一个（相对的）须正常工作。

注：关闭一个组件会使流量控制活门（FCV）关闭，也就使得前货舱空调系统不工作。

EICAS 状态信息

HI FLOW ON
HI FLOW INHIBIT

挂牌

组件控制选择器上视情挂牌—“左（右）组件失效”或“高流量方式失效”。

维护程序（M）

1.在驾驶员 P5 顶板上将相应的组件控制选择器置于关断位。
2.通过空调舱门（193NL 右，或 194LR 右）接近活门。
警戒：拧作动器人工螺帽时不要用力太大，如果感觉到有阻力，可能会损坏作动器。
3.参见图 1，按螺帽所示方向（顺时针）拧作动器人工超控螺帽以将活门人工关闭。
4.关闭空调舱门。
5.参看 MEL 项目 21-51-1（空调组件），单个或两个组件流量控制/关断活门失效情况下放行飞机的有关维护程序（M）。

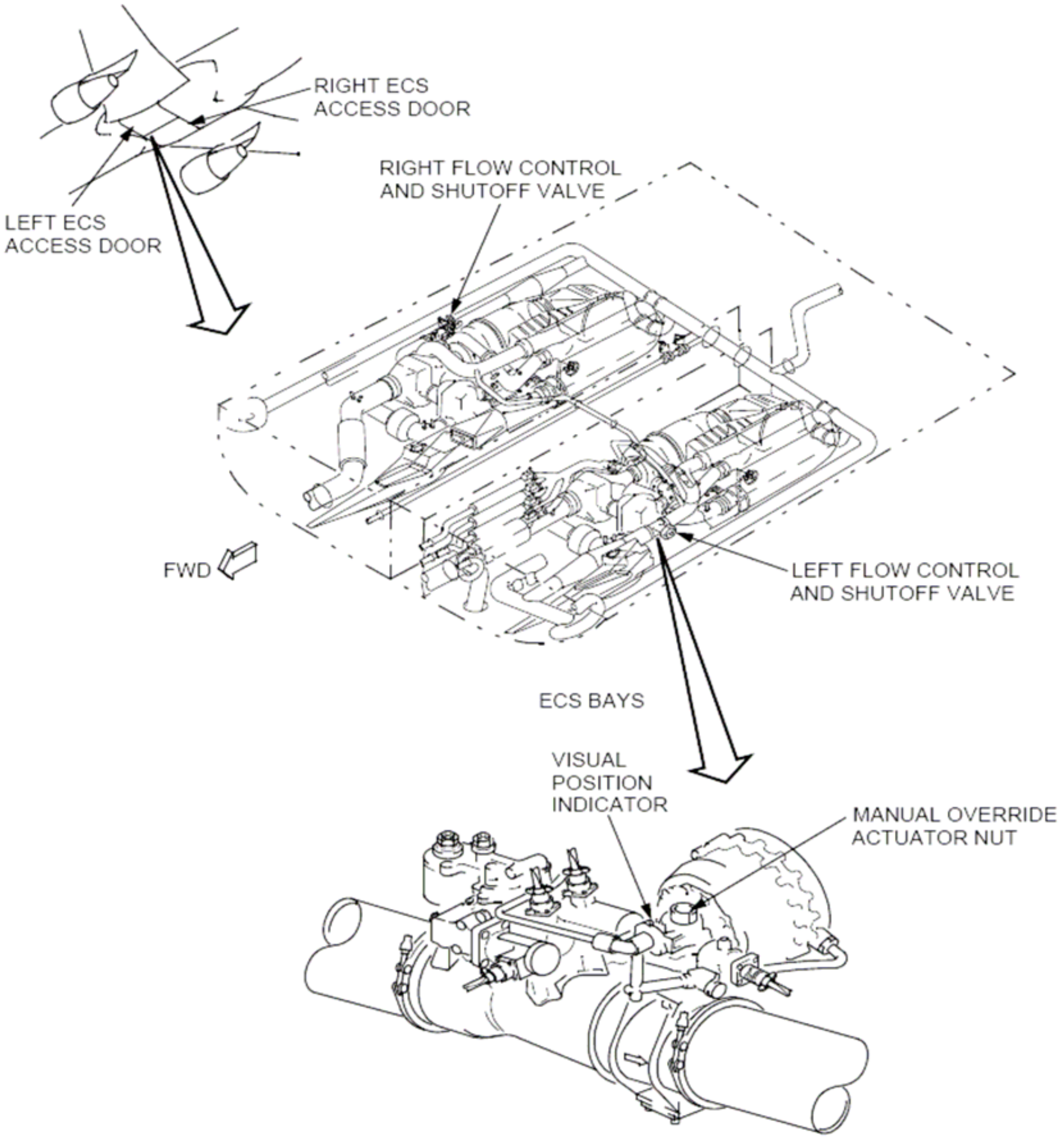


FIGURE 1 - FLOW CONTROL AND SHUTOFF VALVE INSTALLATION
(-200/300)

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-51-3 组件温度控制系统	C	2	0	允许失效组件的温度控制系统在关断位失效。
1）自动方式	C	2	0	备用方式工作正常时允许失效。
2）备用方式	C	2	0	自动方式工作正常时允许失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

组件控制选择器上视情挂牌—“自动（备用）组件控制失效”。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-51-4 组件温度控制活门	C	2	1	（M）（O）允许一个活门失效，并在中立位解除工作，但要求： a)相对应的组件在备用方式工作，且 b)另一个组件（相对的）在自动方式工作正常。
	C	2	1	（M）备用方式下，允许一个活门失效在关闭位，但要求另一组件（相对的）在自动方式工作正常。
	C	2	0	允许与失效的空调组件对应的活门失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

组件控制选择器上视情挂牌—“左（右）组件温度控制活门失效在中间（关闭）位置”。

维护程序（M）

将活门解除在中立位置

1.打开相应的左或右空调舱门（193NL 或 194LR），找到组件温度控制活门。

2.转动温度控制活门人工超控钮，直到位置指示器指到中立（在开与关的正中间）位。

3.从组件温度控制活门上拆下两个电插头，加盖收藏。

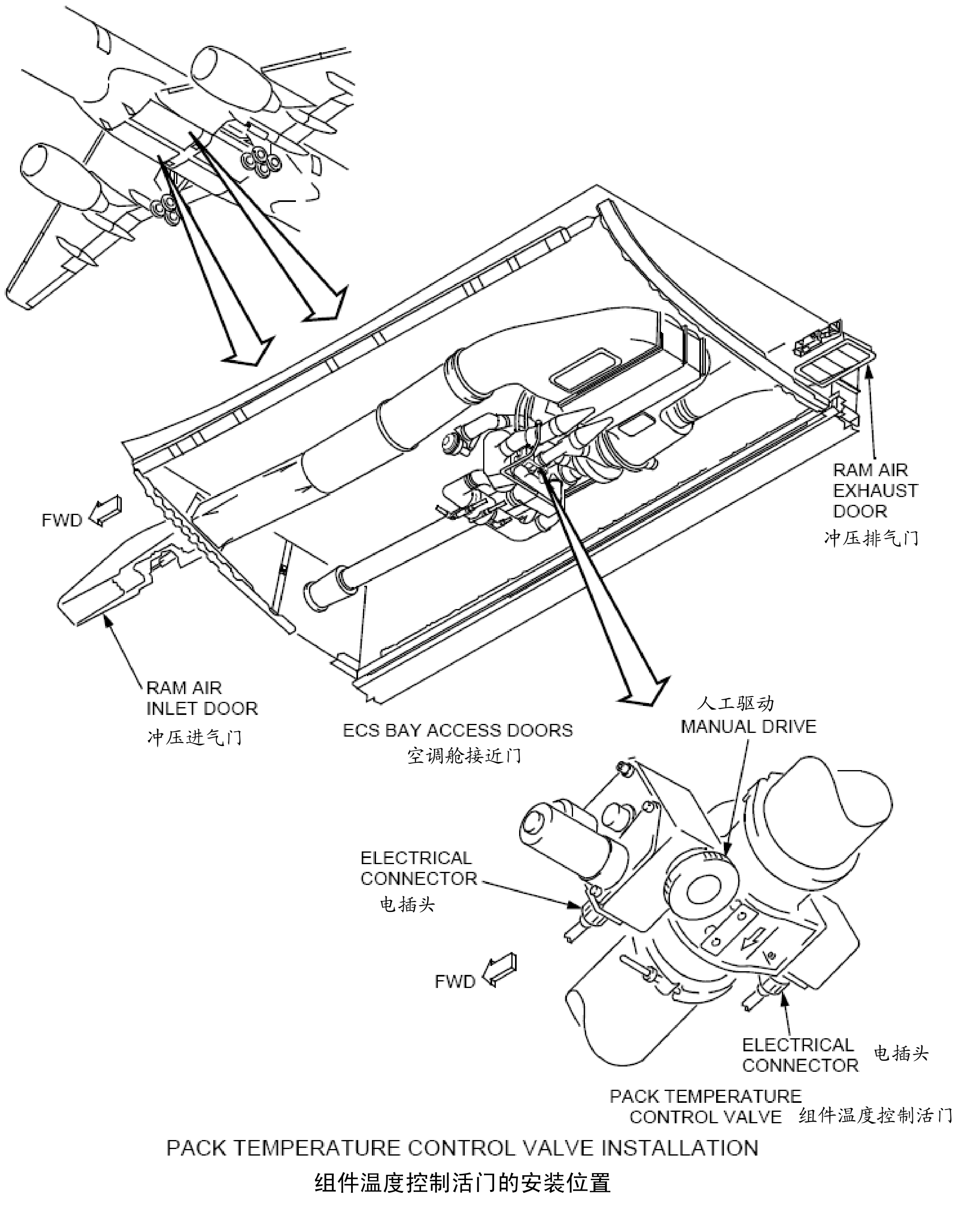
活门失效在关闭位

1. 打开相应的左或右空调舱门（193NL 或 194LR），找到组件温度控制活门。
2. 目视检查人工超控指示器指示在关闭位，必要时将超控钮拧至关闭位。
3. 当选择了备用（STBY-N）方式时，应验证冲压进气和排气门都移至全开位，且温度控制活门保持在关闭位置。
4. 关闭相应的空调舱门。

操作程序（O）

对于失效在中间位置的组件温度控制活门：

将相应的组件控制选择器选到 STBY 位。



PACK TEMPERATURE CONTROL VALVE INSTALLATION
组件温度控制活门的安装位置

	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
项　目				
21-51-5 组件高度电门	C	1	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-51-7 空气循环机	C	2	1	（M）（O）除延程飞行外，允许一个失效但要求： a）相应的空调组件工作在备用加温方式， b）验证相应空调组件的流量控制活门工作正常， c）另一个空调组件（相对的）工作正常，且 d）在大气总温度高于 0℃时，关断相应的空调组件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应的组件控制选择器上视情挂牌—“左(右)空气循环机失效—工作在备用加温”。

维护程序（M）

按维护手册 AMM21-51-00 进行功能测试—组件高流量抑制，以验证流量控制活门的高、低流量方式工作正常。

操作程序（O）

1.如果另一组件失效，当高度低于 10，000 英尺时可关断空气循环机失效的组件，以控制客舱温度。

2.在高于下表列出的飞行高度对应的外界大气温度时，B767-300 客机的驾驶舱、客舱及货舱温度可能会热得使人不舒服。

FL	350	-20℉（-29℃）
FL	370	-40℉（-40℃）
FL	390	-60℉（-51℃）
FL	430	-70℉（-57℃）

如果在某一高度不能保持舱内温度舒适，要下降到一个低的高度以改善冷却。

3.在低引气需求期间，例如，当左（右）组件流量控制/关断活门关闭时，会显示相应的发动机引气断开灯和 L（R）ENG BLEED OFF“右（右）发动机引气断开”咨询组信息。当引气需求增加打开 PRSOV（压力调节和关断活门）后，灯和信息将消失。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-52-1 组件复位电门	C	2	1	在两个组件都工作正常的情况下允许一个失效。
	C	2	0	允许失效组件的复位电门失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
相应的复位电门处视情挂牌—“左（右）组件复位失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-52-2 组件失效灯	C	2	1	

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应的组件失效灯处视情挂牌—“左（右）组件失效灯失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-52-3 空调组件关断灯	C	2	1	（M）允许一个灯在关断位失效，但要求相应的EICAS信息和所有其它组件指示正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应的组件关断灯处视情挂牌—“左（右）组件关断灯失效”。

维护程序（M）

1.关断相应的组件。

2.检查 EICAS，确认“左（右）组件关断”（L 或 R PACK OFF）信息出现。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-53-1 冲压空气进/排气门系统	C	2	0	（M）（O）允许失效，但要求将工作的空调组件的进/排气门固定在打开位。
	C	2	0	（M）（O）允许进/排气门在任一位置失效，但要求相应的空调组件被认为失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
飞行记录本上写明—“左（右）冲压空气进/排气门失效”。
相应的组件控制选择器处视情挂牌—“左（右）组件自动方式失效或左（右）组件失效”。

维护程序（M）
将门固定在开位（相应组件工作正常）：（图 1）
1.打开有关的空调舱门（193NL，194LR）
2.验证冲压进气和排气门处于全开位置。
3.若冲压门在全开位，做步骤 5。若冲压门不在全开位置，将相应的左或右组件控制选择器置于 STBY-N（备用-N）位，观察冲压空气进/排气门是否都移动到全开位，如果是，做步骤 5。
4.如果门不在全开位，做下列工作：
A.将不能全开门的作动器拆下；
1）冲压进气门作动器：参看 AMM21-53-03
2）冲压排气门作动器：参看 AMM21-53-04
B.仿制一个作动器联杆，其长度为 11.1 英寸，且杆端能与门作动器接头配合。也可用波音工具 NO.A21007-2 代之。（见图 3）

C.将冲压门置于全开位，在原先装作动器的位置装上作动器联杆（工具）。

5.做步骤 A 或 B 的工作：

注：在多数天气条件下，做步骤 A 的工作能够得到合适的座舱温度特性，做步骤 B 的工作能在热天 32℃（90℉）地面和/或热天高空飞行时得到更好的座舱温度特性。

A.从相应的空调组件的冲压空气进气和排气门作动器上拆下电插头，加盖收藏。进行步骤 6 或

B.

1）拔出相应空调组件的跳开关，并挂上“不许闭合”的标志：

a.左组件—LEFT PACK STANDBY POWER（左组件备用电源）（P11-6）；

b.右组件—RIGHT PACK STANDBY POWER（右组件备用电源）（P11-3）。

2）获得一个短接插头或者按下列步骤制作一个短接插头：

a.用 20 号 UA（BMS13-48TY VIII CL 1）导线和 2 个 20 号插孔，P/N BACC47CP1A 制作一根长 3.5±0.5 英寸的短接线。

b.将冲压空气进气门作动器与插头（P/N BACC63BP16R24SNL）联接起来，将做好的线插进 13 和 15 号插钉上。

c.按照 D6-5446《线路施工手册》20-60-08，将备用堵头和插钉杆插入所有没有用的空插孔中。

3）从相应空调组件的冲压空气进气门作动器上拆下电插头。

4）将做好的短接插头与冲压空气进气门作动器电插头装配好并收藏好。

5）将相应空调组件的排气门作动器电插头拆下，加盖收藏。

6）拿下“不许闭合”的标志，闭合相应空调组件的跳开关：

a.左组件—LEFT PACK STANDBY POWER（左组件备用电源）（P11-6）；

b.右组件—RIGHT PACK STANDBY POWER（右组件备用电源）（P11-3）。

6.关上相应的空调舱门。

7.通知签派装或没装短接插头。

门在任一位置（相应组件工作解除）：

1.将空调组件选择器转至关断（OFF）位，验证组件关断灯（PACK OFF）点亮。

2.若在上述条件下放行，必须测量进气和排气门喉部间隙。为防止因前后压力梯度而导致气门噪音或振动，出口间距（DE）至少应为进口间隙（DI）的 1.15 倍。

3.拨出并卡住 P11 顶板上相应的左或右组件流量控制跳开关（PACK FLOW CONTROL）。

4.参见 MEL 21-51-1 项，组件失效时的放行。

注：双组件都失效（非增压）时才需完成维护程序（M）的步骤，这些步骤也包含在 MEL 21-31-1 项中。

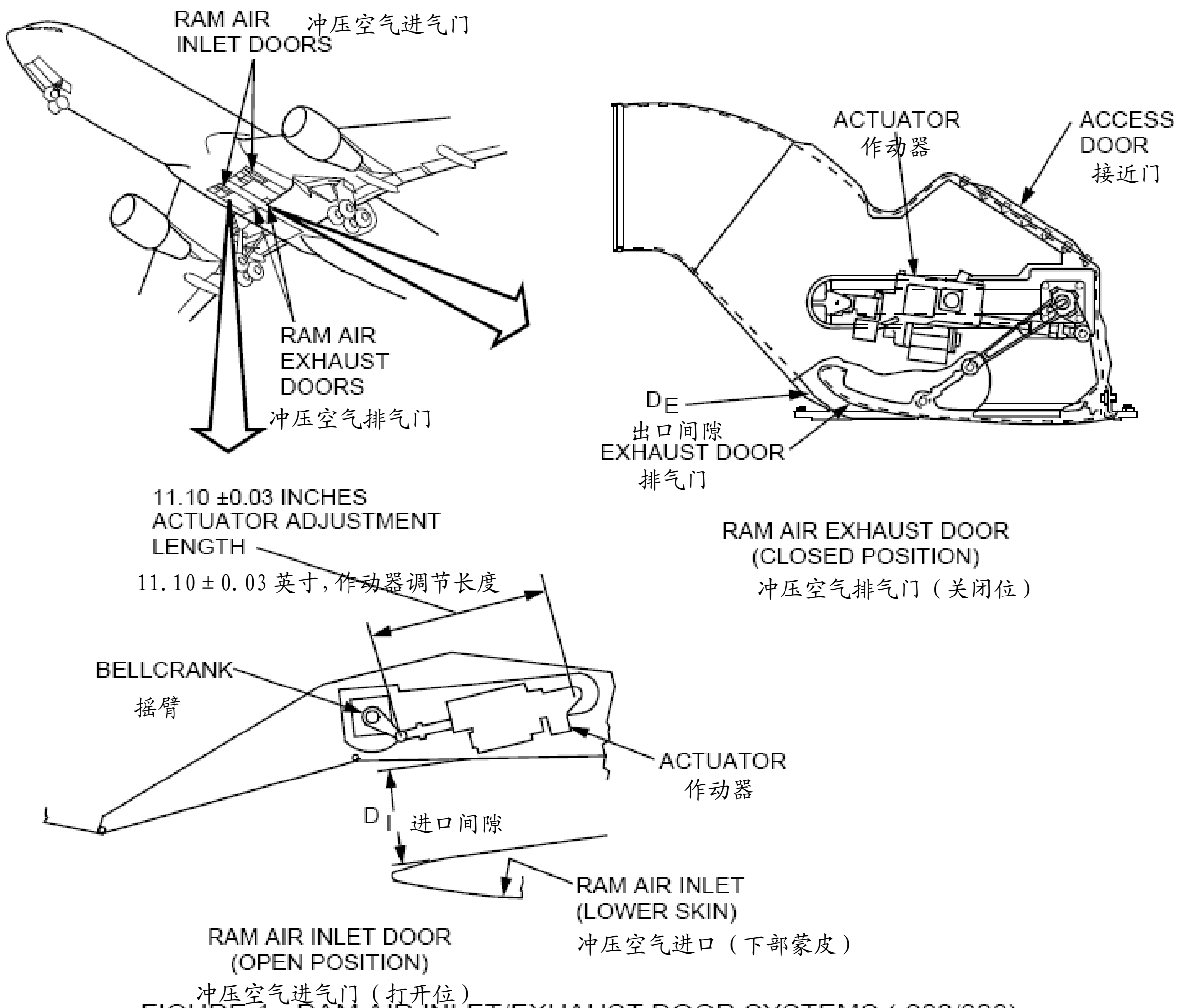
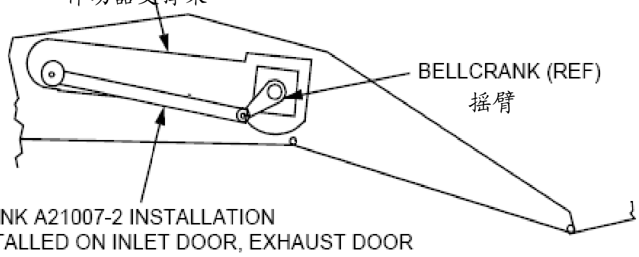


FIGURE 1 - RAM AIR INLET/EXHAUST DOOR SYSTEMS (-200/300)

图 1—冲压空气进/排气门系统



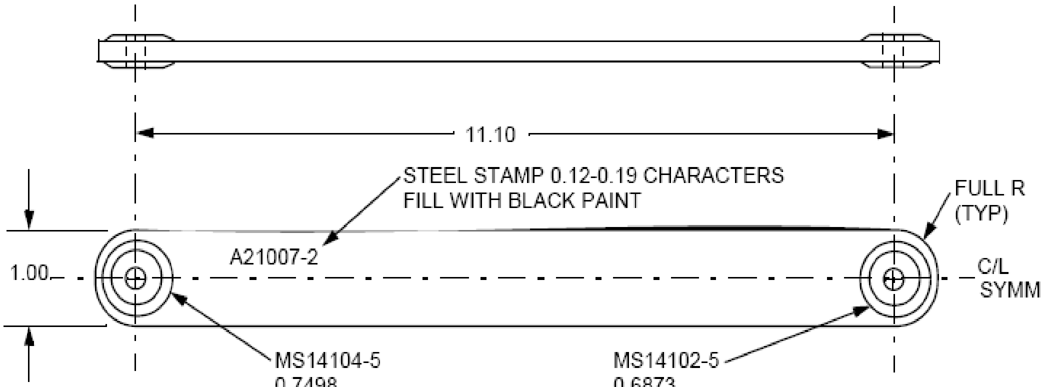


FIGURE 3 - INLET/EXHAUST DOOR ACTUATOR LINK (A21007-2)
图 3—进/排气门作动器连杆（A21007-2）

操作程序（O）

1.门固定在开位（受影响的组件可以工作）：

A.如果机务没有在冲压空气进气门电插头上安装短接插头，则用 STBY-W 方式操纵相应组件（AUTO 方式、STBY-N 方式和 STBY-C 将失效），在热天 32℃（90℉）地面或/和高空飞行时，座舱温度特性会降低。

B.如果在冲压空气进气门电插头上安装了短接插头，则用 STBY（STBY-N、STBY-C 或 STBY-W）方式操纵相应组件，ATUO 方式将失效。

2.门在任一位置（相应组件解除工作）：

A. 参见 MEL 21-51-1 项，组件失效时的放行。

注：双组件都失效时，做非增压飞行参见 MEL 21-31-1 的操作程序（O）的步骤。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-1 前设备冷却自动系统	C	1	0	在备用方式工作正常的情况下允许失效。

警戒：为确保地面工作中有足量的设备冷却气，当大气温度在 29℃（85℉）以上时用双组件工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

设备冷却控制面板处挂牌—“自动方式失效”。

操作注意

为了防止在环境温度高的情况下，设备冷却系统过热，在此构形下应避免长时间的地面操作。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-3 前设备冷却供气风扇 2）单供气风扇装置	C	1	0	允许失效，但要求： a）前设备冷却排气风扇工作正常， b）使用备用控制系统，且 c）在地面工作，若外界大气温度高于85℉（29℃）时应给客舱供空调气。

注：为了防止在环境温度高的情况下，设备冷却系统过热，在此构形下应避免长时间的地面操作。

EICAS 状态信息

FWD EQ SUP FAN

挂牌

视情挂牌

操作注意

参照 SSM 21-58-04，视情拔出并卡住相应的跳开关 C331、C332、C654、C655，以解除前设备冷却供气风扇的工作。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-4 前设备冷却排气风扇 2）单供气风扇装置	C	1	0	允许失效，但要求： a）前设备冷却供气风扇工作正常， b）使用备用控制系统，且 c）在地面工作，若外界大气温度高于 85℉（29℃），应给客舱供空调气。

注：为了防止在环境温度高的情况下，设备冷却系统过热，在此构形下应避免长时间的地面操作。

EICAS 状态信息
FWD EQ EXH FAN

挂牌
设备冷却控制面板处挂牌——“前设备排气扇失效”。

操作注意
参照 SSM 21-58-05，视情拔出并卡住相应的 P6 板上跳开关 C335，P11-6 板上跳开关 C687，以解除前设备冷却排气风扇的工作。

项　　目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-5	后设备/厕所/厨房排气（通风）扇	C	2	1	

<u>EICAS 状态信息</u>
AFT EQ EXH FAN 1
AFT EQ EXH FAN 2

<u>挂牌</u>
设备冷却控制面板处挂牌—“后设备冷却风扇失效”。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-7 前设备冷却机外排气活门 2）单供气风扇装置	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求将其固定在关位，并且： a）使用备用控制系统，且 b）在地面工作，若外界大气温度高于 85℉（29℃），应给客舱供空调气。

警戒：为确保地面工作中有足量的设备冷却气，当大气温度在 29℃（85℉）以上时用双组件工作。

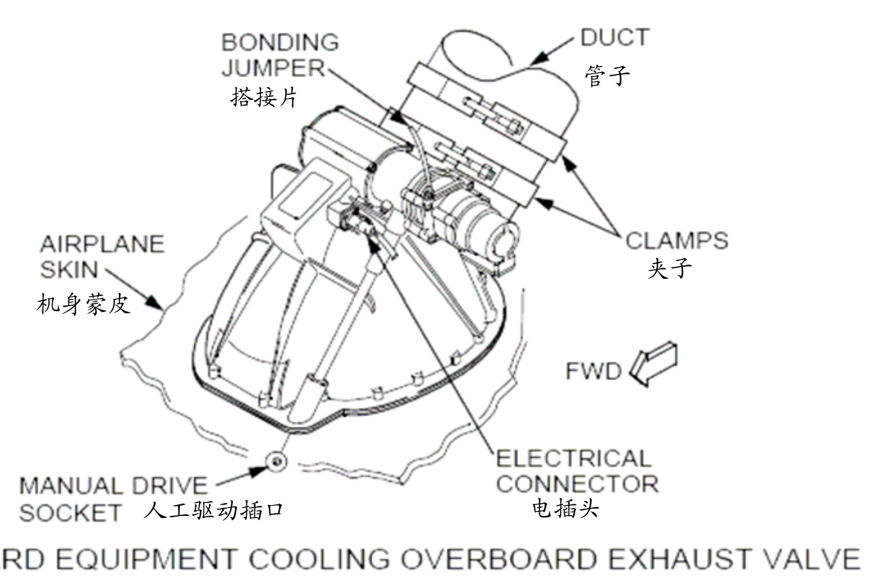
EICAS 状态信息

无

挂牌

设备冷却控制面板处挂牌—“前设备机外排气活门失效”。

维护程序（M）



前设备冷却机外排气活门

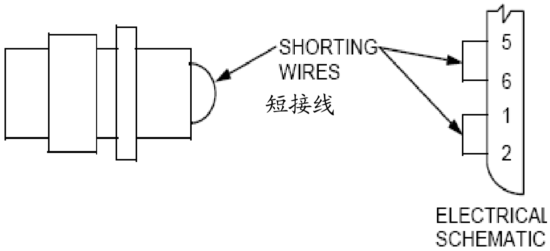
注：程序 1 或 2 适用于带一个或两个供气风扇系统的飞机。

程序 1（单或双供气风扇系统）

1.打开前货舱门，接近活门，活门位于前货舱中部地板下。
2.打开活门左侧的地板（参看 AMM25-53-02）。
3.拔出 EQUIP COOLING OUTBD VLV 跳开关（P11-3，位置 P13）。
4.拆下机外排气活门电插头，并加盖收藏。
5.用同样的导线和插钉，按下图制作一个短接插头或短接线（无短接插口）。
6.将插钉 1、2 或 5、6（可选）连接到活门机身一侧的电插头上。如果用的是无短接插口的短接线，要用绑扎带固定好短接线。

导线说明：
①制作短接插头
②20GA，导线（6A 型）
③20GA，插钉（BACC47CP-1T）
④剪下 2-4 英寸线
⑤5、6 号插钉可选择

WIRE NOTES:
1. FABRICATE SHORTING CONNECTOR.
2. 20 GA. WIRE (TYPE 6A)
3. 20 GA. PINS (BACC47CP-1T)
4. CUT WIRE 2 TO 4 INCHES.
5. WIRE CONNECTING PINS 5 AND 6 IS OPTIONAL.



SHORTING RECEPTACLE CONNECTOR P/N BACC45FN12-12P
短接插头 P/N BACC45FN12-12P

注：在 1、2 插钉安装短接插头，可以防止空中或地面发动机运转时，活门灯和 EICAS 信息点亮。

7.闭合 EQUIP COOLING OUTBD VLV 跳开关（P11-3 面板，位置 P13）

8.装回地板。

9.若活门需要关闭，从机外用一 3/8 英寸扳手，转动人工超控驱动，将其转过中心锁位，直到活门全关。

10.对于只有一个供气风扇的飞机：

A.将驾驶员头顶 P5 板上的 EQUIP COOLING 选择为 STBY（备用）位。

B.将设备冷却选择器置于 STBY（备用）位放行飞机。

程序 2（适用于一个或两个供气风扇系统的飞机，当不易接近电插头时采用）

1.将驾驶员头顶 P5 板上的 EQUIP COOLING 选择为 STBY（备用）位。

2.拔出并卡住 P11 板上的 EQUIP COOLING OUTBD VLV 跳开关。

3.从机外目视检查前设备冷却机外排气活门关闭。

4.若有活门仍未关，做下列工作：

A.从活门机外排气口处用一 3/8 英寸扳手将活门人工转过中心锁位直至全关。（参看 AMM 21-58-00）。

注：若活门关位电门故障，活门（VALVE）灯和 EICAS 信息会一直点亮。

5.将设备冷却选择器置于 STBY（备用）位放行飞机。

<u>操作程序（O）</u>

1.为了防止在环境温度高的情况下，设备冷却系统过热，在此构形下应避免延长地面操作。

2.设备冷却选择器应选择在 STBY（备用）位。

3.自动位（AUTO）不能使用。

4.如需要，按照操作手册非正常检查使用超控（OVRD）位。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-8 前设备冷却机内供气活门				
1）单供气风扇装置	C	1	0	（M）允许失效，但要求将其固定在关闭位，并且： a）使用备用控制系统，且 b）在地面工作，若外界大气温度高于 85℉（29℃），应使用空调给客舱供气。

EICAS 状态信息

无

挂牌

设备冷却控制面板处挂牌——“前设备冷却机内供气活门失效”。

维护程序（M）

关闭设备冷却机内供气活门：

1.打开前货舱门。

2.拆下货舱前隔板后约 11 英尺（3.5 米）处的左侧壁板找到机内供气活门（参看 AMM25-52-01）。

3.拆下活门电插头。

注：为防止地面操作时活门灯和 EICAS 咨询信息 FWD EQPT VAL 点亮，可在插钉 5、6 间连接短接线。如果没有安装短接插头，可能就不能探测到前设备冷却系统失效。

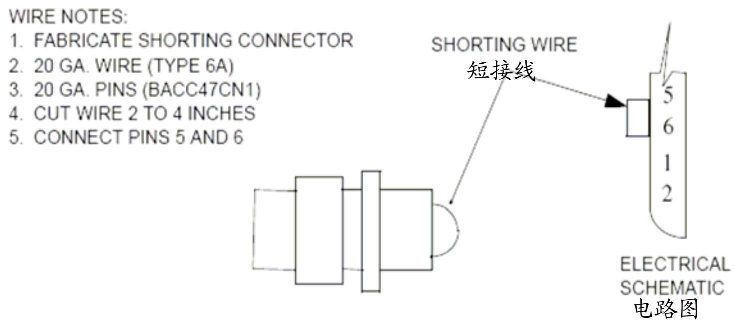
4.用同样的导线和插钉，按下图制作一个短接插头或短接线（无短接插口）。

5.将插钉 5、6 连接到活门机身一侧的电插头上。如果用的是无短接插口的短接线，要用绑扎带固定好短接线。

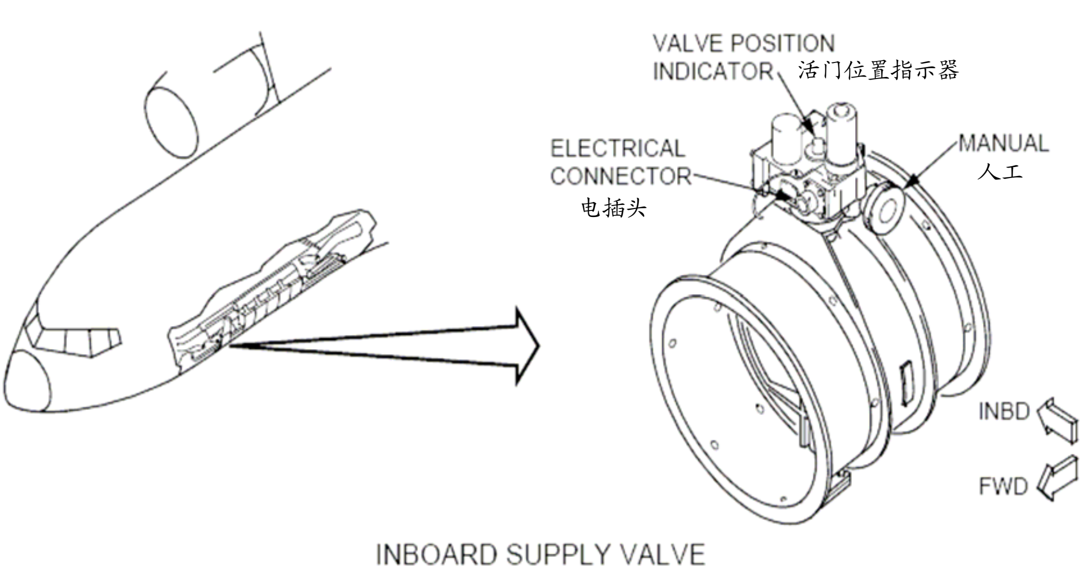
6.加盖收藏好活门电插头。

7.人工转动人工驱动直到活门位置指示器指到关闭位。
8.装上侧壁板。

导线说明：
①制作短接插头
②20GA，导线（6A 型）
③20GA，插钉（BACC47CN1）
④剪下 2-4 英寸线
⑤连接 5、6 号插钉



SHORTING RECEPTACLE
CONNECTOR P/N BACC45FN14A15P
短接插头 P/N BACC45 FN14A15P



INBOARD SUPPLY VALVE
机内供气活门

操作注意

为了防止在环境温度高的情况下，设备冷却系统过热，在此构型下应避免长时间的地面操作。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-58-12 仪表冷却监测系统	D	1	0	不执行延程飞行任务时允许失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-1 客舱温度控制系统	C	6	0	（M）允许失效，但相应区域的配平空气调节活门，或配平空气调压/关断活门应保持在关闭位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
相关的区域温度控制选择器处挂牌—“不要工作”—“保持关”。
配平空气电门灯处视情挂牌。

维护程序（M）
注：有些飞机有 3 个温度控制区：驾驶舱、前客舱和后客舱。有些飞机则有 4 个温度控制区：驾驶舱、前客舱、中客舱和后客舱。还有些飞机有 6 个温度控制区：驾驶舱、辅助前客舱、前客舱、辅助中客舱、中客舱和后客舱。六个区域系统也同样标识为前/中/后。

受影响的区域配平空气调节活门(Zone Trim Air Modulating Valve)关闭。
注：如果由于某种原因怀疑区域配平空气调节活门没有关闭，请使用下列程序，按 MEL 21-61-4 的维护程序（M）确保活门关闭。
1.按下述选择相应座舱的温度控制器位置。
　A. 前、中或后客舱，将温度控制器转到关断（OFF）位。
　B. 驾驶舱，将温度控制器先转到人工（MAN），然后旋转到全冷位并保持此位。
2.检查受影响的配平空气调节活门在关闭位置。在 EICAS ECS/MSG 页面上，查看受影响的配平活门处于关闭（低于 0.05）位置。
3. 按 MEL 21-61-4 的维护程序（M）将辅助前区域或辅助中区域调节活门放关闭位。

配平空气调压活门(Trim Air Regulating Valve)关闭。

注：只有受影响的区域配平空气调节活门不能保持在关位时，才使用下列程序。

1.将 P5 板上的 TRIM AIR（配平空气）电门放在 OFF（关断）位。

2.检查相应的 TRIM AIR OFF（配平空气关断）琥珀色灯点亮。

3.拔出并卡住 P11 板上的 TRIM AIR（配平空气）跳开关。

操作注意

如果座舱温度太高或太低，将配平空气电门放在 OFF（关断）位。

项　目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-2	驾驶舱温度控制系统	C	1	0	（M）允许自动和人工方式都失效，但相应的区域配平空气调节活门或配平空气调压/关断活门保持关闭。
	3）自动方式	C	1	0	允许失效，但要求人工方式工作正常。
	4）人工方式	C	1	0	允许失效，但要求自动方式工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

配平空气电门灯处视情挂牌。

驾驶舱温度控制选择器处视情挂牌—“驾驶舱温度自动（人工）方式失效”或“驾驶舱温度控制系统失效”。

维护程序（M）

参考 MEL 21-61-1 项客舱温度控制系统有关活门关闭程序。

操作注意

如果驾驶舱配平空气活门解除在关闭位，不能获得配平空气，但客舱能保持有配平空气，则驾驶舱的空气直接由混合总管提供。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-3 配平空气调压/关断活门	C	1	0	（M）允许失效，但要求固定在关闭位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

配平空气电门灯处视情挂牌—“配平空气失效”。

维护程序（M）

执行以下程序以确认配平空气调压关断活门（PRSOV）关闭：

1.将 P5 板上（ANS277 构型在 P61 板上）的配平空气电门灯（TRIM AIR）按至关断（OFF）位。

2.打开左空调舱门（193NL）。

3.转动配平空气调压活门上的人工超控钮直到位置指示器指示关闭（CLOSE）位。

4.拆下电插头，加盖收藏。

5.关好左空调舱门。

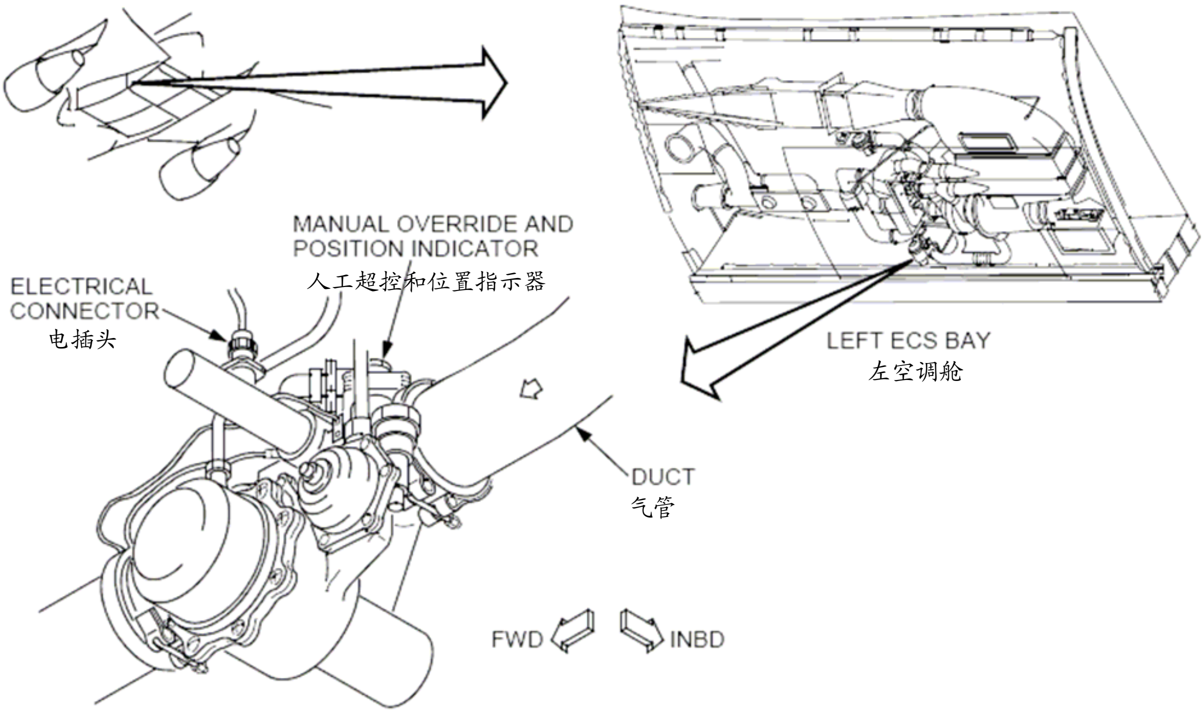


FIGURE 1 - TRIM AIR PRSOV (-200/-300)

图 1-配平空气调压/关断活门

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-4 区域配平空气调节活门	C	6	0	（M）允许相关活门在关闭位时失效。
	C	6	0	在配平空气电门保持在关闭的情况下在任何位置允许失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应的区域温度选择器上视情挂上—“驾驶舱（前客舱、中客舱或后客舱）配平空气失效。

配平空气电门灯处视情挂牌。

维护程序（M）

按下述步骤关闭单个区域配平空气调节活门：

注：配平空气调节活门位于左空调组件前面的调制空气供气管道上，并且一个在一个的上面。

1.提供电源（AMM24-22-00）

2.受影响的区域选择器选择到 OFF（关）位或 MANUAL（人工）位，并挂上“不要操作”标牌。

3.拔出并卡住 P11 板上受影响活门的相应跳开关：

FLT DK ZONE DUCT OVHT/INOP 驾驶舱区域管道过热/失效

FLT DK ZONE TEMP CONT MAN 驾驶舱区域温度人工控制

FWD ZONE DUCT OVHT/INOP 前区域管道过热/失效

FWD ZONE TEMP CONT VLV CLOSE 前区域温度控制活门关

MID ZONE DUCT OVHT/INOP 中区域管道过热/失效

MID ZONE TEMP CONT VLV CLOSE 中区域温度控制活门关

AFT ZONE DUCT OVHT/INOP 后区域管道过热/失效

AFT ZONE TEMP CONT VLV CLOSE 后区域温度控制活门关

AUX FWD ZONE DUCT OVHT/INOP 辅助前区域管道过热/失效
AUX MID ZONE DUCT OVHT/INOP 辅助中区域管道过热/失效
AUX FWD ZONE CONT VALVE CLOSED 辅助前区域控制活门关
AUX MID ZONE CONT VALVE CLOSED 辅助中区域控制活门关

4.打开左空调舱门，找到应该关闭的配平空气调节活门。
5.检查活门位置若没关闭，逆时针方向转动人工超控钮直到位置指示器指到全关为止。
6.从活门上拆下电插头，加盖、收藏。
7.关好左空调舱门。
8.从区域控制选择器上取下“不要操作”标牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-5 配平空气关断灯	C	1	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

配平空气关断灯处挂牌—“失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-6 客舱温度失效灯	C	3	0	（M）允许失效，但要求相应的配平空气调节活门保持在关闭位。
	C	3	0	（M）允许失效，但要求相应的配平空气调压/关断活门保持在关闭位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
相应的区域失效灯处挂牌—“失效”。
相应的区域温度控制选择器处挂牌—“不要操作”—“保持关断”。
配平空气电门灯处视情挂牌。

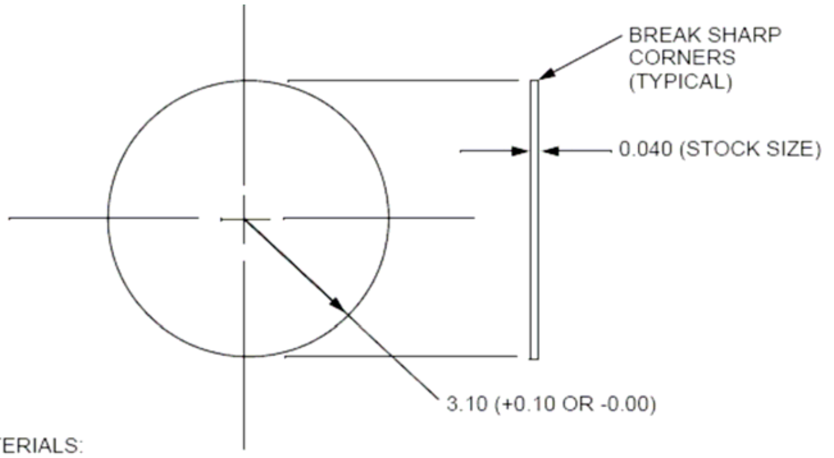
维护程序（M）
参看 MEL 21-61-1 区域配平空气调节活门和配平空气调压/关断活门程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-61-7　配平空气单向活门	C	2	0	（M）允许失效，但要求一个失效的单向活门固定在关闭位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
在配平空气电门附近挂牌—“左（或右）配平空气失效”。

维护程序（M）
1.在失效配平空气单向活门出口下游安装一个盲堵盖将活门固定在关闭位。
A.根据活门失效的位置，盲堵盖可装在左侧或右侧，或者左、右两侧（两个活门都失效时）。
2.找一盲堵盖（213T2412-1）或按下列尺寸制做：



ALLOWABLE MATERIALS:
A. TITANIUM 6AL-4V PER MIL-T-9046 TYPE 3 COMP C
B. INCONEL 718 PER AMS 5596
C. 301CRES PER MIL-S-5059 1/2, 3/4, OR FULL HARD

BLANKING PLATE SPECIFICATIONS
(DIMENSIONS IN INCHES)

3. 提供电源（参见 AMM24-22-00）。

警告：释放气源系统压力，以防对人和设备造成损伤。

4.释放气源系统压力（参见 AMM36-00-00）

5.将 P5 顶板上的两个空调控制选择器都放 OFF 位，并挂上“不要闭合”标牌。

6.打开空调舱门 193NL 或 194LR。

7.松开左（右）配平空气单向活门出口一侧的夹箍并顺管子滑下。

8.在管子和配平空气单向活门之间塞入盲堵。

9.装好夹箍，将其螺母拧到 45-磅英寸。

10.按下列步骤做渗漏测试：

A.提供气源（参见 AMM36-00-00）。

B.取下 P5 板空调控制选择器上的“不要闭合”标牌，并将两个选择器放在 AUTO 位。

C.将 P5 板上的配平空气电门灯压至 OFF 位，并取下“不要闭合”标牌。

D.检查活门凸缘是否渗漏。

（1）允许扩散性渗漏。

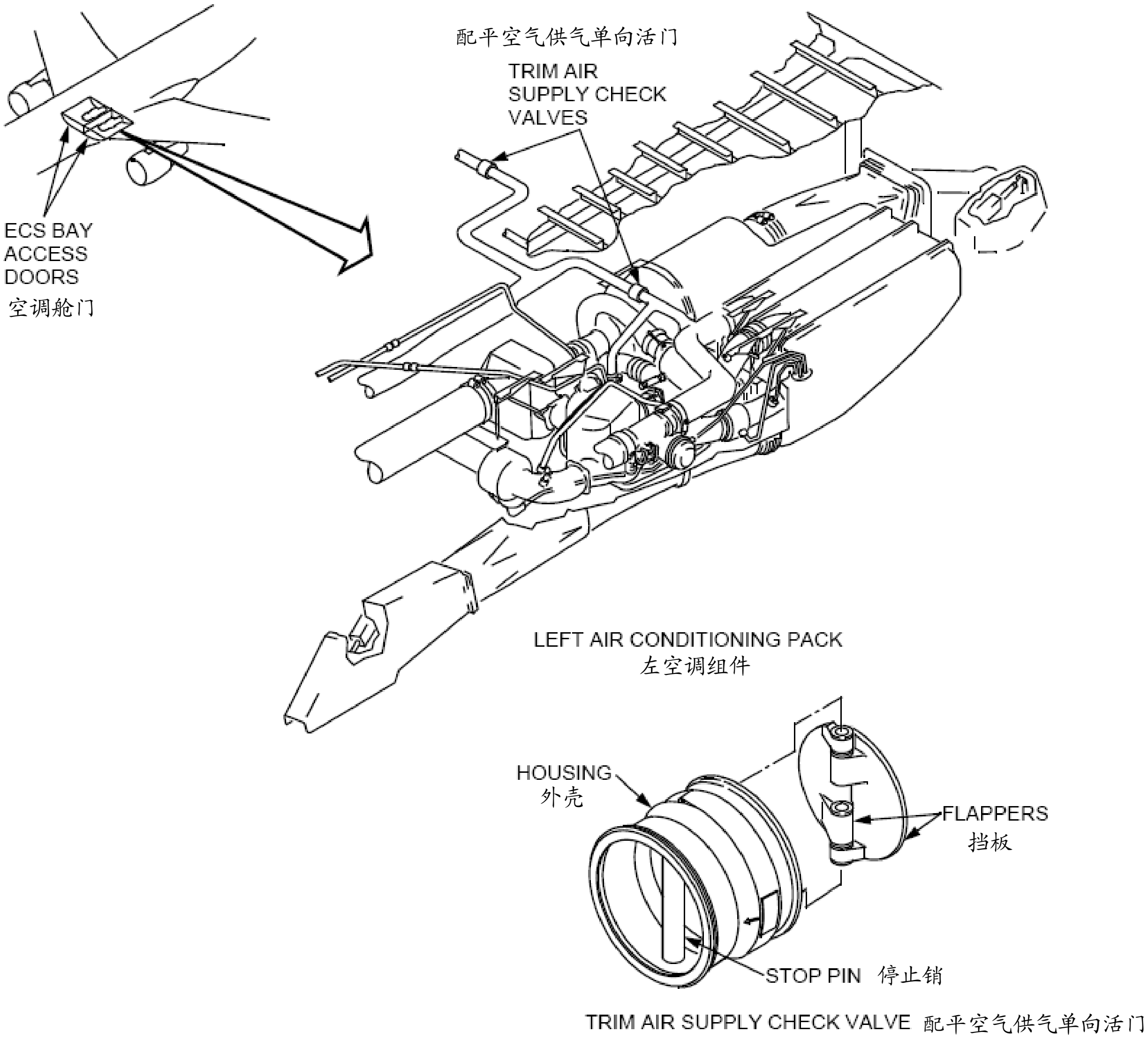
（2）喷射性渗漏必须通过接头或夹箍的重新上紧来修复。

11.将飞机恢复至正常状态：

A.关上空调舱门 193NL 或 194LR。

B.移去气源（参见 AMM36-00-00）。

C.断开电源（参见 AMM24-00-00）。



TRIM AIR SUPPLY CHECK VALVE INSTALLATION

配平空气供气单向活门安装

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-64-1 配平空气活门位置指示器	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
配平空气活门位置指示器处挂牌—“位置指示失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-64-2 前机外排气活门	C	1	0	（M）允许失效，但要求在关闭位解除活门工作。

注：此活门关闭时，前客舱右侧地板区域会变冷。

EICAS 状态信息
无

挂牌
飞行记录本上写明——“前机外排气活门失效”。

维护程序（M）
1.拔出 P11 板上的 FWD OVBD VLV CONT（前机外排气活门控制）跳开关 C00675。
注：前机外排气活门对应的 EICAS 信息是 FWD EQPT VAL（前设备活门）。为防止活门引起 EICAS 信息，可拆掉相应的继电器。
2.从 P87 板上拆掉 K1325 和 K1326 继电器。
3.从活门上脱开电插头 D20202，加盖收藏。
4.将人工操纵手柄/位置指示器旋至关闭位。
5.将操纵手柄保险在作动器安装螺钉上。
6.闭合第 1 步中拔出的跳开关。

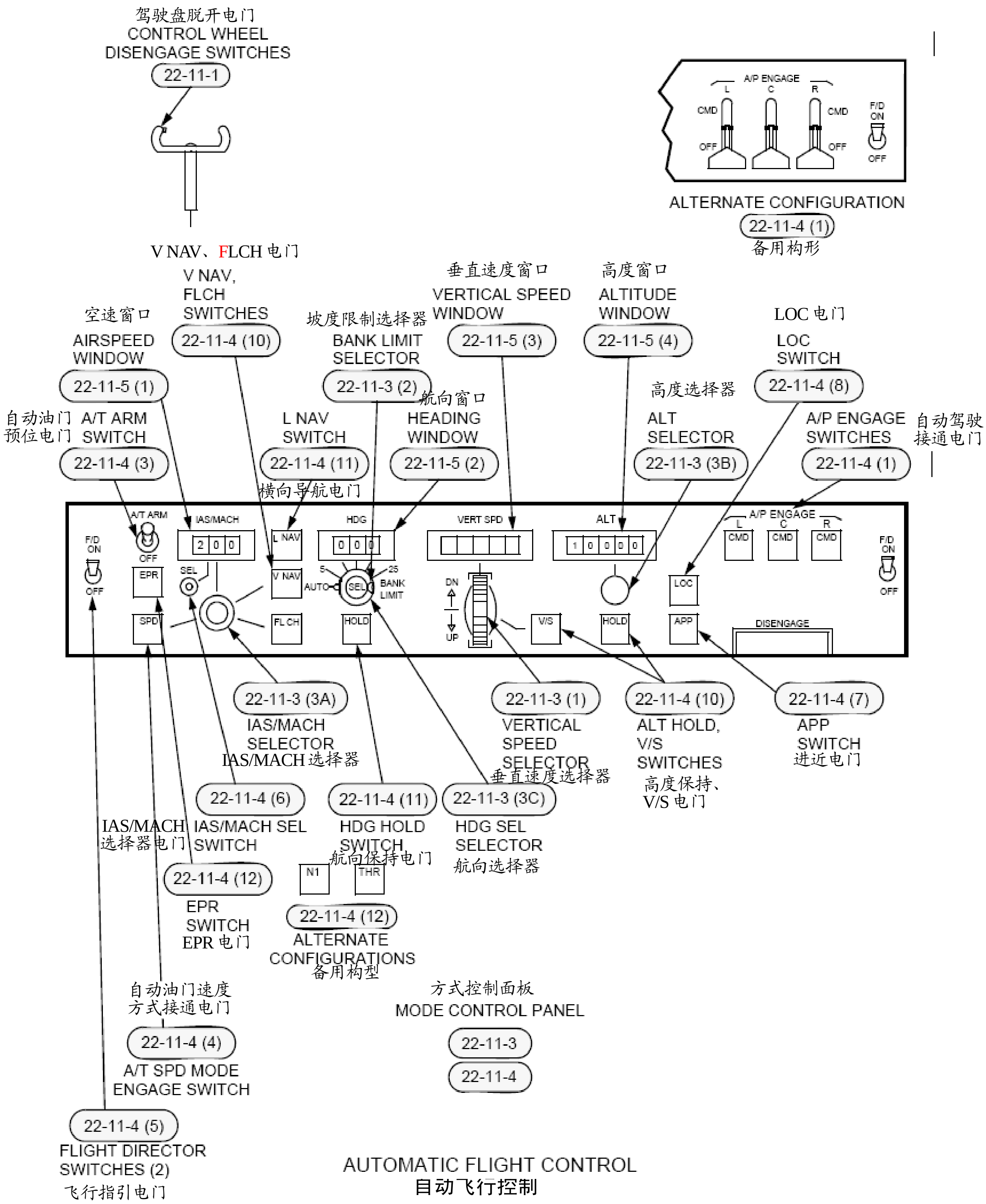
项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
21-65-1 客舱温度指示	C	3	0	

EICAS 状态信息

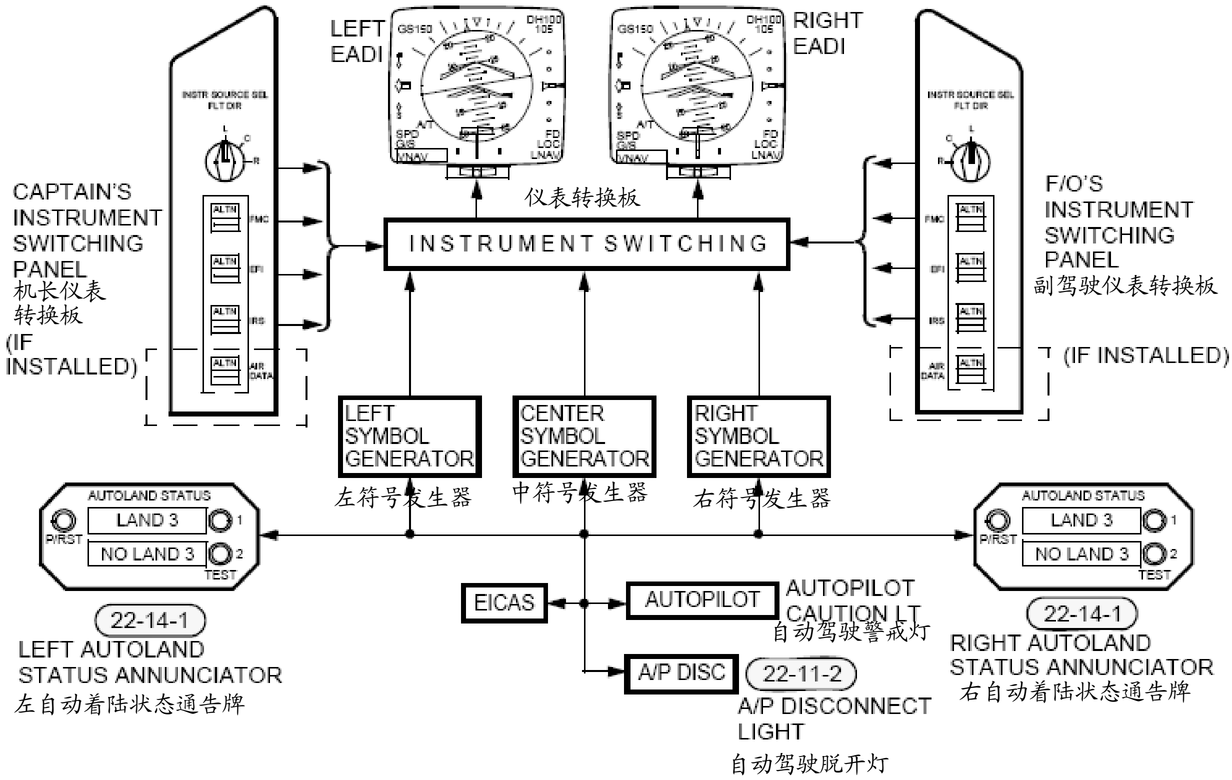
无

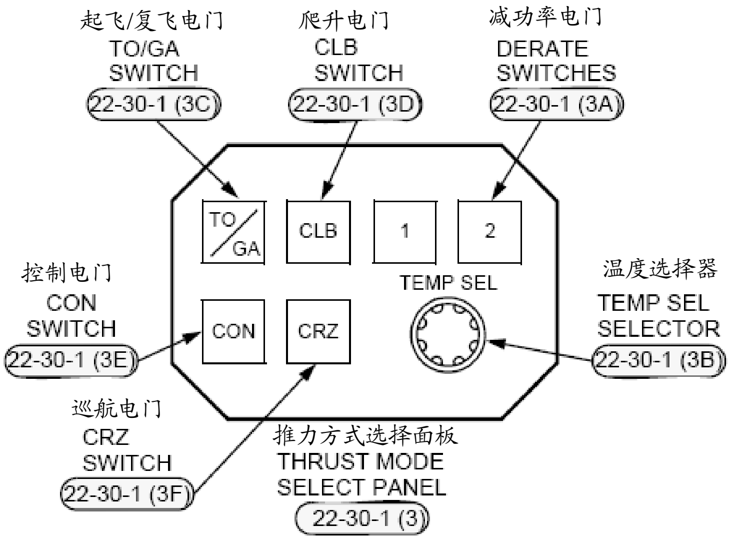
挂牌

相应的指示器处视情挂牌。



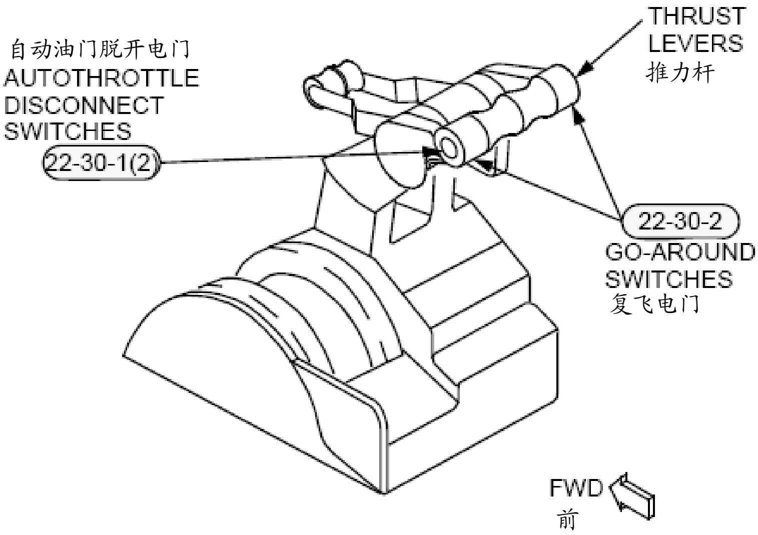
AUTOMATIC FLIGHT CONTROL
自动飞行控制

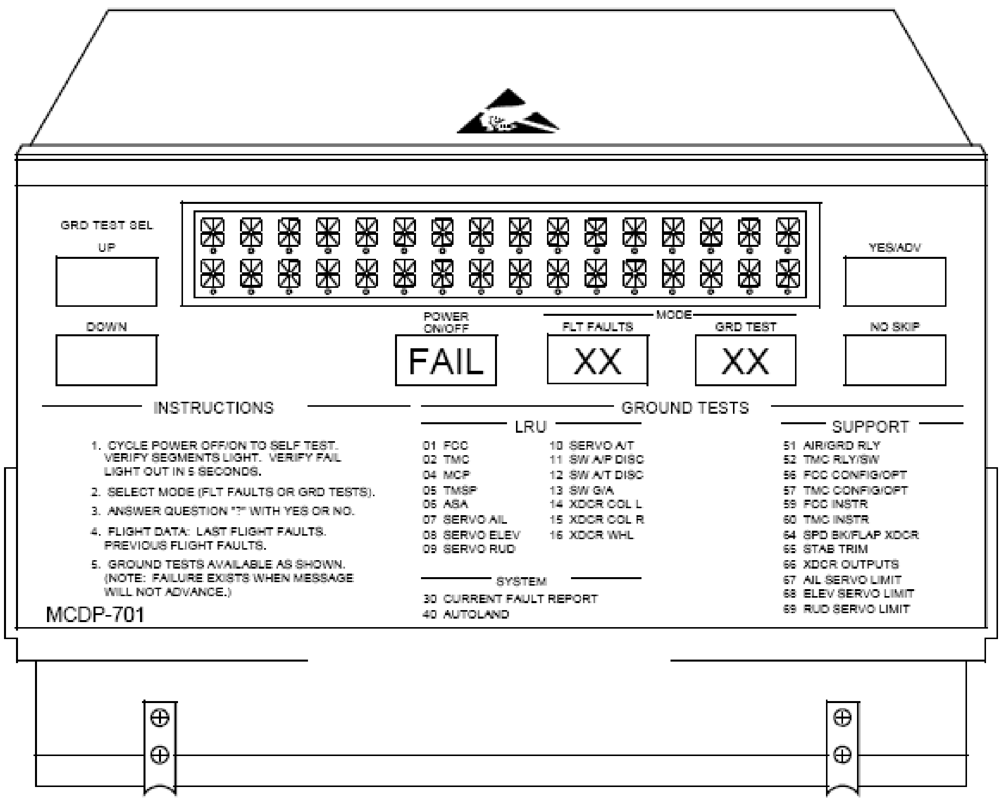




AUTOMATIC FLIGHT CONTROL (767-200/300)

自动飞行控制





MAINTENANCE CONTROL DISPLAY PANEL (MCDP)
22-41-1
维护控制显示面板

AUTOMATIC FLIGHT CONTROL
自动飞行控制

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-10-1 自动驾驶系统（AP）				注 1：CAAC 要求，在执行 RVSM 区域飞行时，必须至少保持一部自动驾驶仪和其相应的高度保持功能工作正常。 注 2：在按照 RNAV 要求飞行时，必须至少保证一部自动驾驶（AP）正常工作。
	C	3	2	（M）允许一个失效，但要求： a）相关的 FCC 伺服跳开关拔出并卡住， b）如果安装 FCC 单源选择，在每次放行前自动驾驶飞行指引系统需被验证不在单个源状态，且 c）最低进近标准不要求使用它。
	C	3	1	（M）允许两个失效，但要求： a）不少于两个 FCC 电源跳开关在接通（IN）， b）相关的 FCC 伺服跳开关拔出并卡住， c）如果安装 FCC 单源选择，在每次放行前自动驾驶飞行指引系统需被验证不在单个源状态，且 d）最低进近标准不要求使用它。
	B	3	0	（M）除延程飞行外，可以全部失效，但要求： a)不少于一个 FCC 电源跳开关在接通（IN）， b）全部三个 FCC 伺服跳开关拔出并卡住， c）航路上和最低进近标准不要求使用它，且 d）飞行的航段数和航段持续时间是机组可以接受的。

EICAS状态信息

无

挂牌

自动驾驶方式控制面板处挂牌—“左（中/右）自动驾驶失效”。

维护程序（M）

1.自动驾驶失效，自动驾驶电动液压伺服活门（EHSV）无渗漏：

A.验证最低数量的 FCC 115VAC 跳开关接通时符合放行构型。如果所有的 FCC 跳开关接通，能获得最大的传感数据。

（左）LEFT C513

（中）CENTER C515

（右）RIGHT C514

B.拔出并卡住下列有故障的自动驾驶通道的 FCC 28VDC 伺服跳开关。

（左）LEFT C522

（中）CENTER C524

（右）RIGHT C523

注：受影响的自动驾驶将不能接通，但允许交叉通道数据汇流条提供信息到正常工作的 FCC。

C.如果 FCC 安装是单信号源，或如果不知道 FCC 是否是单信号源选择，每次放行前按下列步骤验证 AFDS 不是在单信号源状态下：

注：单信号（“Single Source”）指任一的惯导或安定面位置数据的单信号源。FCC 单信号源选装允许在飞行中传感器失效时，自动驾驶在单信号源设置下接通。

1）仪表板上检查自动着陆状态显示器。

a）如果自动着陆状态是“NO LAND 3”或空白，AFDS 不在单源状态，不需做进一步的单源测试。

b）如果自动着陆状态是“NO AUTOLAND”，AFDS 可能是单源状态，必须完成 2、3 步。

注：如果安装的是 FCC 单信号源选择，使用 MCDP 能探知是否在单源状态。如果 FCC 单源没有安装，不能探知单源状态，所以不需要以下 MCDP 测试。如果实际单信号源状态存在和 FCC 单信号源选择没有安装，在空中自动驾驶接通将被抑制。

2）在驾驶舱或主设备舱，确信 MCDP 电源在 ON。

3）验证无“SINGLE SOURCE”信息。如果有此信息，AFDS 是在单信号源状态，放行时不许使用自动驾驶。按全部自动驾驶失效放行。

2.当自动驾驶失效原因是电动液压伺服机构渗漏，或其它原因（如，液压封严破损，总管破裂等），可对三个升降舵自动驾驶伺服机构（EAS）和三个定向自动驾驶伺服机构（DAS），做下列工作：

A.在 P5 板关掉相应系统的压力。

1）左 EAS/DAS—左液压系统

2）中 EAS/DAS—中液压系统

3）右 EAS/DAS—右液压系统

B.将 P61 板上 L、C、R TAIL FLT CONTROL SHUTOFF（左、中、右尾部飞行控制关断）电门放在 OFF 位。

C.将 P10 板上的两个 STAB TRIM（安定面配平）电门放在 CUTOUT 位。

D.将方式控制面板 F/D 电门放在 OFF 位。

E.拔出 P11 板上的下列跳开关：

左安定面配平关断 STAB TRIM SHUTOFF L

中安定面配平关断 STAB TRIM SHUTOFF CENTER

左、中、右尾翼飞行控制关断 FLT CONTROL SHUTOFF TAIL L.C.R

左、右方式控制面板 MODE CONTROL PNL L.R

左、中、右飞行控制计算机电源 FLT CONT COMPTR PWR L.C.R

左、中、右飞行控制计算机伺服 FLT CONT COMPTR SERV L.C.R

F.找到渗漏的 EAS/DAS。

G.从渗漏的 EAS/DAS 部分拆下压力管和回油管。

H.用合适的堵头堵住 EAS/DAS 液压口。

注：合适的塞子和盖子，如压力管用 MS21913K4 塞子和 MS21914-4K 盖子，回油管用 MS21913D6 塞子和 MS21914-6D 盖子。

I.盖好液压管。

J.闭合 E 步骤中的跳开关。

K.将方式控制面板（MCP）上 F/D 电门放在 ON 位。

L.将安定面配平（STAB TRIM）电门放在 NORM 位。

M.将 L、C、R TAIL FLT CONTROL SHUTOFF（左、中、右尾部飞行控制关断电门）放在 ON 位。

N.执行前页步骤 1.“自动驾驶失效，自动驾驶电动液压伺服活门（EHSV）不渗漏”程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-11-1　驾驶盘脱开电门	C	2	1	允许一个电门失效，但要求： a）飞机离地高度（AGL）小于 1,500 英尺时不使用自动驾驶，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用自动驾驶。

EICAS状态信息
无

挂牌
相应电门处挂牌—“失效”。

修理时限		安装数量	放行数量	备注或例外
项 目				
22-11-2 自动驾驶脱开灯	C	1	0	允许失效，但要求： a）飞机离地高度（AGL）小于 1,500 英尺时不使用自动驾驶，且 b） 所有的其它自动驾驶脱开警告装置都工作正常。

EICAS状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-11-3 方式控制面板选择器				
1）垂直速度选择器（上或下）	C	1	0	（O）FL CH（飞行高度变化）方式正常工作时，可以失效。
2）坡度限制选择器	C	1	0	（O）可以失效。
3）选择器按压功能				
a）IAS/MACH（指示空速/马赫）	C	1	0	（O）可以失效。
b）ALT（高度）	C	1	0	（O）可以失效。
c）HDG SEL（航向选择）	B	1	0	（O）可以失效。 注：这些选择器的旋转功能必须能正常操作。

EICAS状态信息

无

挂牌

受影响的 MCP 选择器上挂牌—“失效”。

操作程序（O）

如果 VERT SPD 选择器失效，垂直速度方式中的目标垂直速度就不能调节。在接通时，垂直速度方式仍可用于保持飞机的垂直速度。

如果 BANK LIMIT 选择器失效，航向选择坡度角度就不能改变。如果在 AUTO 位（一些 MCP 构型上是 NORM 位）卡阻，不会影响到机组。如果在较低的坡度值卡阻，在航向选择方式下，要改变较多的航向就需要比正常的时候更多的时间。如果

在较大的坡度角度卡阻，在巡航状态下限制使用航向选择方式改变较多的航向。

如果 IAS/MACH 按压功能失效，V NAV 速度介入功能不能使用。如果需要继续操作 V NAV，可以通过 CDU 设置速度。

如果 ALT 按压功能失效，V NAV 高度介入功能不能使用。如果需要继续操作 V NAV，可以通过 CDU 解除高度限制。

如果 HDG SEL 按压功能（接通电门）失效，航向选择方式不能接通。转向必须通过 L NAV 或人工飞行，或使用 APP、LOC，或 B/CRS（如适用）完成。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-11-4 方式控制面板电门				
1）A/P（自动驾驶）接通电门/脚蹬 L CMD C CMD R CMD（左指令、中指令、右指令）	C	3	1	（O）允许失效。 注：自动着陆期间需使用所有正常工作的自动驾驶系统。
	B	3	0	除延程飞行外允许失效，但要求： a）航路上和进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用，且 b）飞行的航段数和航段持续时间是机组可以接受的。
3）A/T（自动油门）预位电门	C	1	0	允许在 OFF 位失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用自动油门系统。
4）A/T（自动油门）SPD（速度）方式接通电门	C	1	0	（O）允许失效，但要求程序和进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
5）F/D（飞行指引）电门	C	2	0	允许在 OFF 位失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用飞行指引器指示。
6）IAS/MACH（指示空速/马赫）选择电门	C	1	0	允许失效，但要求 IAS 在相应的窗口显示。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
7）APP（进近）电门	C	1	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用自动驾驶或飞行指引器。
8）LOC（航向道）电门	C	1	0	（O）允许失效。
9）B/CRS 电门	C	1	0	（O）允许失效。
10）V NAV、FL CH、V/S、ALT 保持电门	C	4	3	（O）允许一个失效，但要求程序或航路操作不要求使用。
11）L NAV、HDG 保持电门	C	2	1	（O）允许一个失效，但要求： a）HDG SEL（航向选择）操作正常，且 b）程序或航路操作不要求使用。
12）EPR/N1/THR 电门	C	1	0	允许失效，但要求在起飞时，两个油门杆都由人工操作。

EICAS状态信息

无

挂牌

受影响的 MCP 电门上挂—“失效”。

操作程序（O）

如果 A/P 接通电门/脚蹬失效，自动着陆时就不能选择相关的自动驾驶。如果相关的自动驾驶工作正常，自动着陆进近期间选择了 APP 电门后，飞机在离地高度 1500 英尺时将自动接通所有工作正常的自动驾驶。通过自动着陆状态通告牌来监控自动着陆状态。

如果 A/T SPD 方式接通电门失效，自动油门速度方式不能人工选择。A/T 速度方式在退出 FL CH 或 V NAV 或 G/A 时是默认的自动油门方式，不受失效的 SPD 电门影响。正常情况下 V NAV 向自动油门提供速度指令是由 FMC 决定的，也不受失效的 SPD 电门的影响。

如果 LOC 电门失效，在依靠航向道进近（如：只用航向道，航向道背航道，LDA，或 SDF）或离港程序中，航向道方式不能使用。L NAV，HDG SEL，或人工飞行可以使用。

如果 LOC 或 B/CRS 失效，背航道的航向道进近方式不能使用，L NAV，HDG SEL 或人工飞行可以使用。

如果俯仰和/或滚转方式接通电门失效，机组必须考虑在计划航路中使用适当的其它自动驾驶方式。自动驾驶默认方式是垂直速度和航向保持。这些方式甚至在相关电门失效的情况下，也可用于保持垂直速度（或目标 V/S=000）和航向。飞行高度变化和垂直速度方式在 ALT HOLD 电门失效时，能自动转为高度保持方式。

在航路操作中，需要高度保持性能，可以使用 V NAV，ALT HOLD，或 VERT SPD。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-11-5 MCP（方式控制面板）窗口				
1）空速（IAS/MACH）	C	1	0	（O）允许失效，但要求两边的空速指示器上的指令空速标尺和 ADI 速度带能正常工作。
2）航向（HDG）	C	1	0	（O）允许失效，但要求选择的航向在两边 HSI 上有正常的显示。
3）垂直速度（VERT SPD）	C	1	0	（O）没有选择垂直速度方式时，允许失效。

EICAS状态信息

无

挂牌

受影响的 MCP 窗口贴上—“窗口失效”。

操作程序（O）

如果 IAS/MACH 和/或 HDG 显示窗口失效，通过观察 ADI 和/或 HSI 指示，仍可设定相应的目标值和适当的自动驾驶方式。

如果 VERT SPD 显示窗口失效，就不能人工选择垂直速度方式。垂直速度方式也许可以作为默认自动驾驶方式接通，另外的俯仰方式应可选择。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-11-6 方式控制面板电门灯				
1）自动驾驶接通电门灯（CMD）	C	3	2	
2）方式选择电门灯	C	6	2	任意两个电门灯可以失效。 注：一个电门有一个灯工作正常被认为工作正常。
	B	6	0	

EICAS状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作注意
方式选择电门灯包括自动驾驶系统方式选择电门灯和推力管理系统方式选择电门灯。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-14-1 自动着陆状态通告牌	C	2	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。

EICAS状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-14-2 自动着陆系统（AUTOLAND）	C	1	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
1）三通道自动着陆（LAND 3）	C	1	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。

注：自动着陆通告牌上显示 NO AUTOLAND 和 NO LAND 3 信息时表明自动着陆系统故障。这些通告信息会伴随有其它的指示或某些特定失效设备的信息。参照第一部分信息清单以对照相应的放行偏差。

如果 NO LAND 3 通告信息在放行前出现，并且当前没有出现其它的指示或信息，可以在没有维修的情况下放行飞机，但要求三个自动驾驶可以独立的接通（飞机停留在地面时接通自动驾驶），并且进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时也不使用三通道自动着陆。

EICAS状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“自动着陆失效”、“三通道自动着陆失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-21-1 偏航阻尼器	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求验证另一个偏航阻尼器工作正常。 注：参照 AFM 手册限制。

注：AFM 手册限制如下：如果另一个偏航阻尼器失效，自动驾驶的速度不能超过 230 节或 0.6M。

EICAS状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
用下述方法来验证另一个偏航阻尼器是否能正常工作：
1.给飞机供电源和液压。
2.验证惯导已经校准并在导航方式。
3.将 P61 板上的偏航阻尼器测试电门选择到正常工作的偏航阻尼器。
4.在 EICAS 状态页面上观察方向舵运动情况 。
5.观察 P11 板上的偏航阻尼器失效灯点亮约 10 秒钟后熄灭。
6.将飞机恢复到所需形态。

由于液压渗漏导致偏航阻尼器失效时：
1.对右偏航阻尼伺服活门（LBL3），关断 P5 板上左系统液压；对左偏航阻尼器伺服器活门（RBL1），关断 P5 板上中央液压。

2.将 P61 板上左、中、右尾部飞行控制关断活门放在 OFF 位。
3.将 P10 板上两个安定面配平电门放在 CUTOUT 位。
4.拔出 P11 上下列跳开关，确信每个电源的飞行控制交流（FLT CONT ELEC AC）跳开关要在飞行控制直流（FLT CONT ELEC DC）跳开关前拔出。

YAW DAMPER L（R）	左（右）偏航阻尼器
FLT CONT ELEC 1L（R）AC	飞行控制 1 左（右）交流
FLT CONT ELEC 1L（R）DC	飞行控制 1 左（右）直流
FLT CONT ELEC 2L（R）AC	飞行控制 2 左（右）交流
FLT CONT ELEC 2L（R）DC	飞行控制 2 右（右）直流
STAB TRIM SHUTOFF L（CENTER）	水平安定面关断左（中）
FLT CONTROL SHUTOFF TAIL L.C.R	尾部飞行控制关断左、中、右

5.接近渗漏的偏航阻尼伺服机构。
6.从偏航阻尼伺服机构上拆下压力管和回油管。
注：使用合适的盖子和堵头，比如，对压力管使用 MS21913K4 堵头和 MS21914-4K 盖子，对回油管使用 MS21913D6 堵头和 MS21914-6D 盖子。
7.堵住偏航阻尼伺服机构液压口以防污染。
8.给液压管加盖以防污染。
9.闭合第 4 步拔出的跳开关。
10.将安定面配平电门放在 NORM 位。
11.将左、中、右尾部飞行控制关断活门放在 ON 位。
12.验证剩余的另一个偏航阻尼器工作正常。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-30-1 推力管理系统（包括自动油门系统）	C	1	0	（M）允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
1）自动油门伺服马达	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）自动油门被解除，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
2）自动油门脱开电门	C	2	1	
	C	2	0	（M）允许失效，但要求： a）自动油门被解除，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
3）推力方式选择面板 a）减功率电门	C	2	0	
b）TEMP SEL（温度选择）器	C	1	0	
c）TO/GA（起飞/复飞）电门	C	1	0	
d）CLB（爬升）电门	C	1	0	（O）如果安装了自动爬升推力选择器，并且能正常工作，允许失效。
e）CON 电门	C	1	0	（O）如果要求最大连续推力由人工设置时，允许失效。
f）CRZ（巡航）电门	C	1	0	

注：如果有一台推力管理计算机失效，自动油门系统将失效，驾驶舱中的下列显示将受影响：

1.在起飞或复飞期间，正常时受抑制的EGT、N_1、N_2、N_3琥珀色指示将不受抑制。
2.基准 EPR 将不显示。
3.将没有假定温度（若使用）。
4.将没有推力基准方式（起飞 TO，爬升 CLB 等）
5.没有速度带的飞机：EADI 上的 SPD 旗仍能显示。

EICAS状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

受影响的 TMSP 电门—“失效”

维护程序（M）

1.如果失效是在单一的伺服马达或脱开电门中，按下列步骤解除自动油门（A/T）：
  A.验证遮光板上的自动油门预位电门在 OFF 位。
  B.拔出并卡住 P11 板上推力管理计算机伺服（TMC SERVO）跳开关。
    注 1：当通过拔出 TMC SERVO 跳开关解除自动油门系统时，推力管理计算机和相关 EICAS 显示将正常工作。
    注 2：电源中断将会导致 TMC 计算的 EICAS 参数显示空白，短暂的闭合然后拔出 TMC SERVO 跳开关将会恢复显示。
2.如果 TMC 在起始环路（闪动显示）上失效（被卡住），拔出并卡住三个 TMC 跳开关（AC、DC 和 SERVO）。

操作程序（O）

如果 CLB 电门失效，自动爬升推力选择必须安装并且工作正常。选择任何俯仰自动驾驶方式，起飞推力减少功能将会自动执行。如果要求复飞，必须参照操作手册/QRH 里的数据，人工设定爬升推力。

如果 CON 电门失效，最大连续推力必须人工设定。如需要最大连续推力请参照操作手册/QRH 里的数据设定。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-30-2 起飞/复飞电门（TO/GA）	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用，且 b）另一个复飞电门被验证是正常可用的。
	C	2	0	允许失效，但要求： a）两个油门杆在复飞时能由人工正常操作，且 b）飞机离地高度（AGL）小于 500 英尺或进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时，不使用自动驾驶和飞行指引仪。 注：如果两个复飞电门都失效，飞行指引仪上的复飞和风切变指引将不能获得。

EICAS状态信息

无

挂牌

受影响的 G/A 电门上挂上—“失效”。

维护程序（M）

1.按照 FIM 22-00-03 图 113 完成维护控制显示面板（MCDP）地面测试 13（SW GA），以验证 G/A 电门在自动驾驶和自动油门复飞方式下的操作情况。

A.提供电源。

B.确信以下跳开关闭合：

1）MODE CONT PNL LEFT　　方式控制面板 左

2）FLT CONT COMPUTER POWER LEFT 飞行控制计算机电源 左
3）FLT CONT COMPUTER SERVO LEFT 飞行控制计算机伺服 左
4）FLT CONT CMPTR PWR CENTER 飞行控制计算机电源 中央
5）FLT CONT CMPTR SERVO CENTER 飞行控制计算机伺服 中央
6）MODE CONT PNL RIGHT 方式控制面板 右
7）FLT CONT CMPTR PWR RIGHT 飞行控制计算机电源 右
8）FLT CONT CMPTR SERVO RICHT 飞行控制计算机伺服 右
9）TMC AC 推力管理计算机交流
10）TMC DC 推力管理计算机直流
11）TMC SERVO 推力管理计算机伺服

C.做 MCDP 地面测试 13-SW GA。
D.将 MCDP 设置在关闭位。
E.断开电源。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-34-1 自动油门脱开灯	C	1	0	允许失效，但要求： a）相关的 EICAS 通告显示工作正常，且 b）相关的音频警告工作正常。
	C	1	0	允许失效，但要求： a）自动油门预位（A/T ARM）电门保持在关闭（OFF）位，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。

EICAS状态信息

无

挂牌

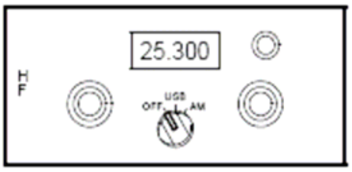
自动油门脱开（A/T DISC）灯处挂上—“失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
22-41-1 维护控制显示面板（MCDP）	D	1	0	

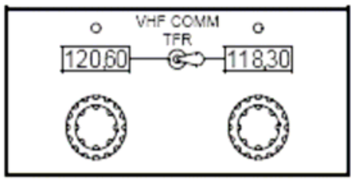
<u>EICAS状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

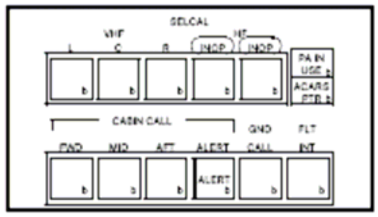
有意留空



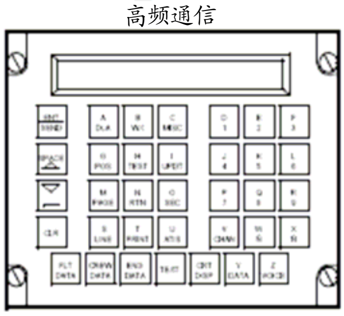
HF COMMUNICATIONS
23-11-1
高频通信



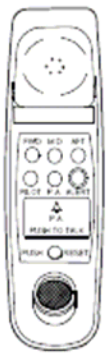
VHF COMMUNICATIONS
23-11-1
甚高频通信



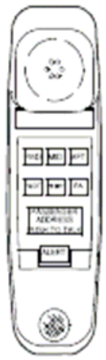
SELECTIVE CALL SYSTEMS
23-21-1
选择呼叫系统



ARINC COMMUNICATIONS ADDRESSING AND REPORTING SYSTEM
23-22-1
无线电寻址和报告系统

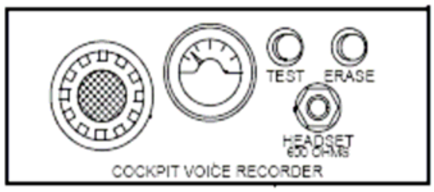


PUSH-BUTTON KEYBOARD
按钮式键盘

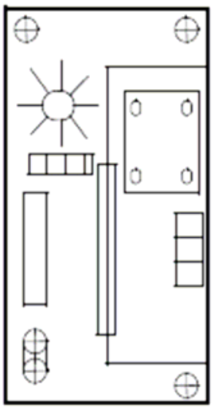


SOFT-TOUCH KEYBOARD
触摸式键盘

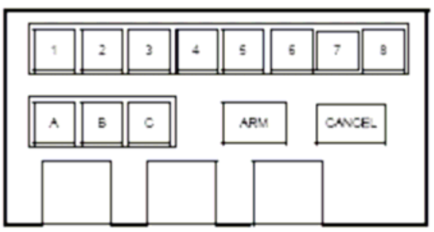
HANDSET (EXAMPLES) 手持话筒
23-31-1
PASSENGER ADDRESS SYSTEM
旅客广播系统



COCKPIT VOICE RECORDER
23-71-1
驾驶舱话音记录器

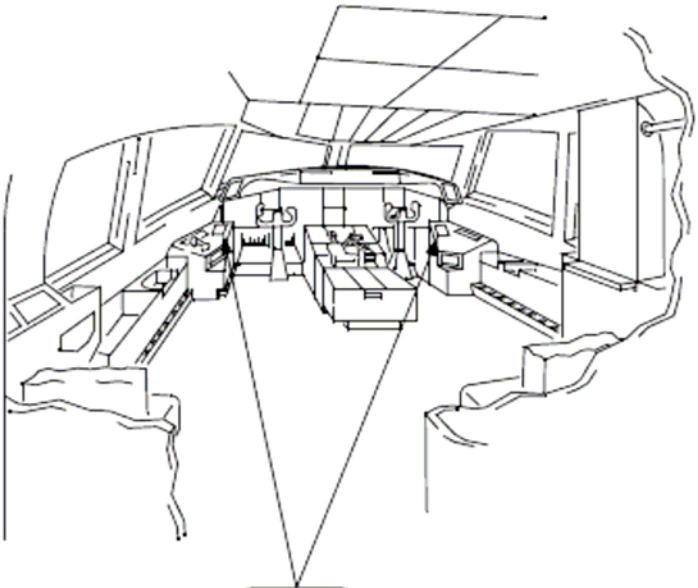


PRE-RECORDED ANNUCT TAPE REPRODUCER
预录广播磁带
放音机

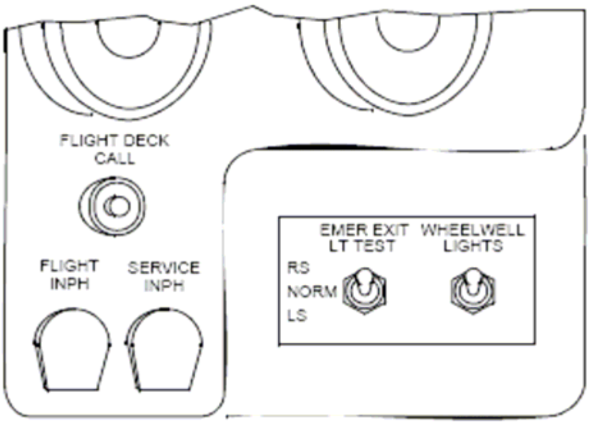


PRE-RECORDED PASSENGER ANNOUNCEMENT SYSTEM
23-31-2
预录旅客广播系统

COMMUNICATIONS
通讯



23-51-3
FLIGHT DECK SPEAKERS
驾驶舱扬声器



CREWMEMBER
INTERPHONE SYSTEM
23-40-1
机组成员内话系统

COMMUNICATIONS
通讯

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-11-1 通信系统（VHF，HF）	D	5	3	不超出规章要求，且不使用备用汇流条供电时，允许失效。
1）甚高频通信（VHF）				
a）频率在用（in use）灯	C	2	0	
b）频率转换电门	C	3	0	允许失效，但要求可以选择相关的VHF在用频率。
	D	3	0	不超出规章要求，且不使用备用汇流条供电时，允许失效。
c）频率选择旋钮	C	6	2	
d）频率指示	C	6	2	
2）高频通信（HF）	D	2	0	不超出规章要求的可以失效。

注 1：大多数 767 飞机 AFM 限制中有“当 ACARS 工作时，不要使用中央 VHF 作为 ATC 通信”。对于这些飞机，解除那些非关键性控制系统工作，如 ACARS，可以符合无线电最低要求。有些飞机没有 AFM 这种限制是因为安装了语音模式保护。

注 2：营运人决定飞机通信系统的要求，并对失效项目建立适用的程序。

<u>EICAS 状态信息</u>

L HF DATALINK
R HF DATALINK

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

维护注意

1.如果与 ACARS 相关的无线电飞行航路中需要 VHF 无线电，需要通过拔出并卡住两个 ACARS AC 和 DC 跳开关解除 ACARS 系统工作。

2.没有装备 C-RCP（ACARS 整体显示组件/IDU/控制的 C-VHF 无线电）的飞机，因为 ACARS 被解除工作，C-VHF 就不能满足最低无线电要求。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-21-1 选择呼叫系统（SELCAL）	C	1	0	（O）允许失效，但要求已建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用它。
1）频道	C	5	0	（O）允许失效，但要求已建立并使用备用程序。
	D	5	0	允许失效，但要求程序不需要使用它。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
选择呼叫系统失效时的备用程序：
1. 飞行前，通知所有机组成员该系统失效。
2. 至少一名机组成员配戴耳机持续监听在用的空中交通管制频率，或使用驾驶舱扬声器。
3. 在 VHF、HF 进行首次通讯时通知 ATC 该系统失效。

频道失效时的备用程序：
1. 飞行前，通知所有机组成员该频道失效。
2. 至少一名机组成员配戴耳机持续监听在用的空中交通管制频率，或使用驾驶舱扬声器。
3. 在 VHF、HF 进行首次通讯时通知 ATC 该频道失效。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-22-1 ACARS 系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求已建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用它。注：可以使用能正常工作的任何方式。
1）ACARS 打印机	C	1	0	（O）允许失效，但要求已建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用它。

EICAS 状态信息
L DATALINK SYS
R DATALINK SYS

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
当 ACARS 系统或 ACARS 打印机失效时，营运人必须建立并使用备用程序。

ACARS系统失效的备用程序：
a.地面时，由签派部门将飞行文件、舱单等资料送达飞机上；
b.空中时，飞行机组通过民航高频话音呼叫中心（Phone Patch），按照公司高频话音通信操作程序与签派建立通讯，传达、获取信息。

ACARS 打印机失效的备用程序：
地面时，由签派部门将飞行文件、舱单等资料送达飞机上。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-31-1 旅客广播系统	B	1	0	（O）允许失效，但要求： a）建立并使用备用、正常及应急程序和/或建立并使用操作限制，且 b）乘务员警告系统（音频和视频）工作正常。 注：可以使用任何站位上工作正常的系统。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）旅客广播不是 FAR 要求必需的，且 b）建立并使用备用、正常及应急程序和/或建立并使用操纵限制。 注：可以使用任何站位上工作正常的系统。
a）卫生间喇叭	C	7	0	（O）可以失效，但要求建立并使用备用程序。
b）客舱喇叭	C	-	0	可以失效，但要求失效的喇叭互不相邻。
	C	-	0	（M）要求听不到或听不清旅客广播的旅客座椅、乘务员座椅和乘务员休息区域没有坐人。座椅必须封住并挂“不要坐人”标牌。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

客舱喇叭：如果听不到或听不清旅客广播，封住受影响的座椅，并挂“不要坐人”标牌。

操作程序（O）

旅客广播系统失效时的备用程序及应急程序：

1.备用程序：

起飞前乘务长指挥安排乘务员在客舱内根据号位，分区域向旅客口头简要说明，并报告机长已完成说明工作。

2.应急程序：

迫降或撤离时，机长必须通过内话系统指示乘务员，使用扩音器或其它方式通知旅客。

卫生间喇叭失效时的备用程序：

当发布旅客必须获得的信息时，由相应号位的乘务员负责通知该旅客。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-31-2 预录旅客通知系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用它。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

预录旅客通知系统失效时的备用程序：

当座舱释压时由机组通过客舱/服务内话系统或旅客广播系统通知旅客。起飞前责任机长应将此备用程序告知客舱乘务员。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-40-1 机组成员内话系统				
a）驾驶舱到客舱，客舱到驾驶舱功能	B	2	0	（O）允许失效，但要求： a）驾驶舱到客舱和客舱到驾驶舱至少50%的手提话筒工作正常，且 b）受影响的乘务员站点之间建立并使用备用通讯程序。 注：任何工作正常的站点都可以使用。
b）客舱到客舱功能	B	2	0	（O）允许失效，但要求： a）客舱到客舱至少50%的手提话筒工作正常，且 b）受影响的乘务员站点之间建立并使用备用通讯程序。 注：任何工作正常的站点都可以使用。
c）驾驶舱到地面功能	C	1	0	（O）飞行内话驾驶舱到地面/地面到驾驶舱功能允许失效，但要求： a）建立并使用备用程序，且 b）前起落架勤务内话插孔工作正常。
	C	1	0	（O)勤务内话驾驶舱到地面/地面到驾驶舱功能允许失效，但要求： a）建立并使用备用程序，且 b）前起落架勤务内话插孔工作正常。
	B	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

驾驶舱到客舱、客舱到驾驶舱内话系统失效时的备用程序：

1.飞行前，机长必须把所要使用的备用程序向客舱乘务员简要说明。

2.飞行中应保证客舱乘务员有专人负责，能随时报告机长或接受机长的指令。

3.需要时由客舱乘务员使用手提喇叭向旅客通知。

客舱到客舱内话系统失效时的备用程序：

1.飞行前，机长必须把所要使用的备用程序向客舱乘务员简要说明。

2.直接到受影响的乘务员站位间口头传达指示/信息。

3.使用乘务员谐音系统传达信息。

驾驶舱到地面内话系统失效时的备用程序：

飞行机组应使用其它通讯程序，这些程序可以包括“可以起动发动机”，“起落架销子已拔下”，“可以滑行”，“关车”等手势信号。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-41-1 提醒系统（音响/视觉）				
a）驾驶舱呼叫视觉提醒系统	B	1	0	允许失效，但要求驾驶舱音响提醒系统工作正常。 注：驾驶舱音响提醒系统必须保持工作正常。
b）乘务员视觉提醒系统	B	1	0	（O）允许失效，但要求： a）旅客广播系统工作正常， b）如果受影响的视觉提醒系统用作厕所烟雾探测提醒，需有一套备用的厕所烟雾探测提醒系统（音响和视觉），并工作正常，且 c）建立并使用与乘务员联络的备用程序。 注 1：旅客呼叫乘务员系统是旅客舒适项目。 注 2：可以使用任何工作正常的视觉提醒系统功能。
c）乘务员音响提醒系统	B	1	0	（O）允许失效，但要求： a）旅客广播系统工作正常， b）如果受影响的视觉提醒系统用作厕所烟雾探测提醒，需有一套备用的厕所烟雾探测提醒系统（音响和视觉），并工作正常，且 c）建立并使用与乘务员联络的备用程序。 注 1：旅客呼叫乘务员系统是旅客舒适项目。 注 2：可以使用任何工作正常的音响提醒系统功能。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

乘务员视觉提醒系统失效时，与乘务员联络的备用程序：

1.飞行前，机长应通知所有机组成员该系统失效，并向客舱乘务员说明将使用的备用程序。

2.紧急情况下，飞行机组通过旅客广播系统取得联系。

3.如呼叫系统不工作，飞行机组应连续监听旅客广播。

乘务员音响提醒系统失效时，与乘务员联络的备用程序：

1.飞行前，机长应通知所有机组成员该系统失效，并向客舱乘务员说明将使用的备用程序。

2.紧急的情况下，飞行机组通过旅客广播系统取得联系。

3.如呼叫系统不工作，飞行机组应连续监听旅客广播。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-42-1 手持话筒 a）驾驶舱	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）驾驶舱到客舱的通讯工作正常，且 b）建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用。
b）客舱	B	8	4	（O）允许失效，但要求： a）50%的客舱手持话筒工作正常， b）每一对出口必须有一个手持话筒工作正常，且 c）受影响的乘务员站点之间建立并使用备用通讯程序。 注 1：不可用的乘务员座椅处可用的手持话筒不能计算在要求的 50%内。 注 2：可以使用任何工作正常的手持话筒。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

驾驶舱手持电话失效时的备用程序：

1.飞行前，机长必须向客舱乘务员简要说明备用紧急程序。

2.通常使用驾驶舱手持电话的通讯，可改用手提式/吊杆式麦克风或使用头戴耳机或驾驶舱扬声器。
3.使用旅客广播系统/或内话系统进行必要的通讯。

客舱手持电话失效时，受影响的站位之间的备用通讯程序：
1.飞行前，机长必须向客舱乘务员简要说明备用紧急程序。
2.使用乘务员谐音系统传达信息。
3.使用旅客广播系统/或内话系统进行必要的通讯。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-43-1 地面人员呼叫系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
1）地面人员呼叫喇叭	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
1.当地面人员呼叫系统的任何功能失效，包括地面人员呼叫喇叭失效时，必须建立并使用备用程序，这些备用程序包括以下内容：
A.驾驶舱和地面机务建立可靠的联络方法。
B.必须对驾驶舱进行连续监控，以确保（飞机在地面通电，执行任务的机组不在驾驶舱时）E/E 舱冷却系统工作出现故障时，采取相应行动。
C.确保 IRU 不是在 DC 电源状态工作。

地面人员呼叫系统失效时的备用程序：
在地面操作期间，使用飞行内话系统与地勤人员通话（在 APU 地面控制面板处有适用的插孔）。如果仍不能建立通讯联系，飞行机组应用其它通讯程序，这些程序可以包括“可以起动发动机”，“起落架销子已拔下”，“可以滑行”，“关车”等手势信号。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-51-3 驾驶舱扬声器	C	2	0	允许失效，但要求： a）程序不需要使用它，且 b）装有耳机且工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-51-4 按压通话（PTT）电门				
1）驾驶盘上 PTT 电门	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）相应的音频选择板或遮光板上的 PTT 电门工作正常，且 b）失效电门处于解除工作状态。
2）机组音频选择板上的 PTT 电门	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）相应的驾驶盘或遮光板上的 PTT 电门工作正常，且 b）证实失效的电门处于失效断开的状态。
3）遮光板上的 PTT 电门	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）相应的驾驶盘或音频选择板的 PTT 电门工作正常，且 b）失效电门处于解除工作状态。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

按要求解除失效的驾驶盘上的 PTT 电门或遮光板上的 PTT 电门，或验证失效的音频选择板上的 PTT 电门已断开。

注：下列跳开关的名称术语可能会有差异。

1.解除失效的驾驶盘 PTT 电门的工作。（参见 AMM 23-51-03，驾驶盘 PTT 电门拆/装）。

A.对于机长的 PTT 电门，拔出以下 P11 顶板上的跳开关，并挂“不要闭合”标牌：

1）11C25，INTERPHONE CAPT FLT AMPL DUAL PWR。

2）11G29，INTERPHONE CAPT FLT AMPL DUAL PWR。

B.对于副驾驶的 PTT 电门，拔出以下 P11 顶板上的跳开关，并挂“不要闭合”标牌：

1）11C26，INTERPHONE F/O OBS DUAL PWR。

2）11G30，INTERPHONE F/O OBS DUAL PWR。

C.拆下驾驶盘上的圈罩和图表夹，找到导线束。

D.拆下螺帽并拉出导线束，找到快速脱开接线柱。

E.用一拔线工具脱开失效的麦克风和内话电门。

F.将有关导线加盖收藏。安装 PTT 电门，圆罩和图表夹。

G.取下“不要闭合”标牌，并闭合上述跳开关。

H.按步骤 4 完成电门被解除的验证工作。

2.验证失效的音频选择面板上 PTT 电门断开。

A.给飞机供电（参见 AMM 24-22-00/201）。

B.在音频选择板上选择 BOOM（吊杆式麦克风），并使用吊杆式麦克风进行此测试。

C.在音频选择板上按下 PA（旅客广播）电门，确认 PA MIC 灯亮且接收器音量可调节。

D.在不按压音频选择板上的 PTT 电门的情况下，对着吊杆式麦克风讲话，判明能否通过旅客广播系统听到该话音。如果可以听到话音，则该电门失效在闭合位，放行前须更换 ASP。如果听不到话音，则其失效在断开位。

3.解除遮光板上的 PTT 电门的工作。

A.对于机长遮光板 PTT 电门，拔出 P11 板上下列跳开关，并挂“不要闭合”标牌：

1）11C25，INTERPHONE CAPT FLT AMPL DUAL PWR。

2）11G29，INTERPHONE CAPT FLT AMPL DUAL PWR。

B.对于副驾驶遮光板 PTT 电门，拔出 P11 板上下列跳开关，并挂“不要闭合”标牌：

1）11C26，INTERPHONE F/O OBS DUAL PWR。

2）11G30，INTERPHONE F/O OBS DUAL PWR。

C.拆下遮光板以接近 PTT 电门导线束。

D.从遮光板上拆下电门面板，从 PTT 电门上脱开导线。

E.将有关导线加盖收藏。

F.将电门面板装回遮光板。

G.取下“不要闭合”标牌，并闭合先前拨出的跳开关。

H.按步骤 4 完成电门被解除的验证工作。

4.对驾驶盘或音频选择板（ASP）上其它的 PTT 电门进行性能测试，并验证被解除的电门不工作。

A.提供电源（参见 AMM 24-22-00/201）。

B.选择 ASP（音频选择板）上的 BOOM（吊杆式麦克风），并使用吊杆式麦克风进行测试。

C.按压相关 ASP 上的 INT 选择电门，并确证 INT MIC 灯亮，并且接收器音量可调节。

D.对于解除工作的电门，对着吊杆式麦克风讲话，同时按压被解除工作的 PTT 电门，另一个驾驶员的耳机不能收到声音。

E.（选做）对于其它工作的电门：

1）对于一个失效断开的 ASP 上的 PTT 电门：

a. 对着相关驾驶员麦克风讲话，同时按压驾驶盘上的 PTT 电门，另一个驾驶员的耳机能清楚地听到声音。

b. 对着相关驾驶员麦克风讲话，同时按压遮光板上的 PTT 电门，另一个驾驶员的耳机能清楚地听到声音。

2）对于一个解除工作的驾驶盘上的 PTT 电门：

a. 对着相关驾驶员麦克风讲话，同时按压 ASP 上的 PTT 电门，另一个驾驶员的耳机能清楚地听到声音。

b. 对着相关驾驶员麦克风讲话，同时按压遮光板上的 PTT 电门，另一个驾驶员的耳机能清楚地听到声音。

3）对于一个解除工作的遮光板上的 PTT 电门，按照 4.E.1）和 4.E.2）的步骤检查其它工作正常的驾驶盘和/或 ASP 上的 PTT 电门。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-51-5 机组通讯设备	D	1	0	任何超出规章要求的，机组成员配备的如吊杆式话筒和/或手持话筒，允许失效或缺失。
1）吊杆式话筒	A	3	0	允许失效或缺失，但要求： a）安装了相关手持话筒，并且工作正常， b）飞行数据记录器（FDR）工作正常，且 c）在三个飞行日内修复。
2）手持话筒	C	2	0	允许失效或缺失，但要求相关吊杆式话筒工作正常。
	D	2	0	允许失效或缺失，但要求程序不要求使用。
3）头戴耳机	C	3	1	机长或副驾驶头戴式耳机可以失效或缺失，但要求相关驾驶舱扬声器工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

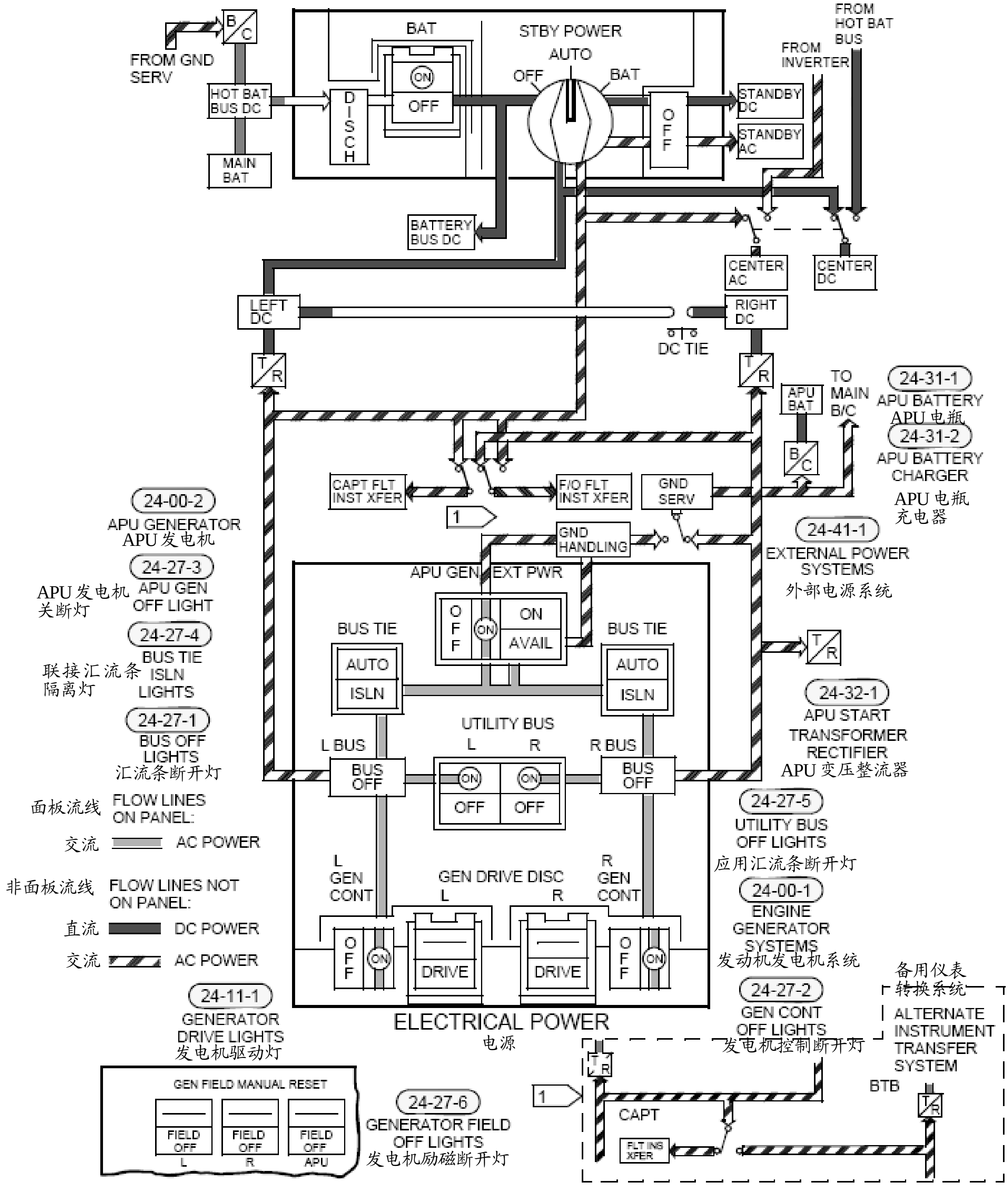
项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
23-71-1 驾驶舱话音记录器系统	A	1	0	允许失效，但要求： a）飞行数据记录器（FDR）工作正常，且 b）在三个飞行日内修复。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。



ELECTRICAL SYSTEM COMPONENTS
(-200/-300 NON-EXTENDED RANGE AIRPLANES)
电源系统部件
(非延程飞机)

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-00-1 发动机发电机系统（IDG，GCB）	B	2	1	（M）（O）除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）在整个飞行中，APU 发电机工作正常且给失效通道的汇流条供电。 b）所有的发电机控制组件（包括 APU）都工作正常，且 c）如果 APU 用作备用电源，并在降雨飞雪的情况下使用一段时间，则放行前要检查进气口，确保没有积雪或冰。

EICAS 状态信息

L IDG FILTER　　L IDG OIL TEMP　　L IDG TEMP SENS
R IDG FILTER　　R IDG OIL TEMP　　R IDG TEMP SENS

挂牌

电源系统控制面板处挂牌—“左（右）发电机控制失效”。

维护程序（M）

1.脱开 IDG 以解除其工作：

A.起动相应的发动机。

警戒：发动机慢车转速以下，或发动机停车后脱开 IDG，其棘爪离合器不能彻底分离。若在 IDG 没复位的情况 下起动发动机，或在慢车转速以下脱开 IDG 都可能导致 IDG 的离合器损坏。

警戒：脱开电门的作动时间不得超过 3 秒，两次操纵脱开电门之间隔时间至少为 60 秒钟。

B.在到达稳定慢车后，瞬时按压左或右 GEN DRIVE DISC（发电机驱动脱开）电门。

C.验证 EICAS 下显示器左或右电源通道读数如下：

1）AC－V=0±5 （电压）

2）FREQ=0±5 （频率）

D.验证 EICAS 上出现 下列信息：

1）L（or R）GEN OFF （左（或右）发电机关断）

2）L（or R）GEN DRIVE （左（或右）发电机驱动）

注 1：如果确认 IDG 充压电门失效，L（R）GEN DRIVE 信息和 P5 面板上相关的驱动灯不显示。这样，应按上述步骤检查电压、频率和 L（R）GEN OFF 信息，并将此做为验证 IDG 脱开的备用方法。

注 2：在授权送修期间，如果相关发动机在 IDG 脱开状态下工作时间超过 50 小时，则需要在发动机装回飞机使用之前将 IDG 拆下做检查。

注 3：如果 IDG 脱开，允许 IDG 低滑油或无滑油放行飞机。

2.拆下 IDG 以解除其工作：

注：此程序即拆下 IDG，在其安装座上装上 IDG 放行套件—堵头和堵盖。IDG 放行套件的拆装参看 AMM 24-11-17，放行套件的数目参看工具设备图解目录。

A.拆下 IDG（参看 AMM 24-11-01）和快卸联轴接头（参 AMM 24-11-03）。

B.装上 IDG 齿轮轴堵头和螺栓。

1）先给封圈涂油，然后将其装到堵头螺栓的封严槽内。

2）将堵头螺栓和封圈组件装进齿轮轴内花键槽座内。

3）给封圈涂油，然后将其装到堵头的封严槽内。

4）将堵头装到已经固定好位置的堵头螺杆上。

5）先给垫片和螺帽涂油，然后将其装到螺杆伸出端。用 85-95 磅英寸力矩拧紧螺帽。

6）将垫子和盖板放在堵头组件上，并用垫片和螺杆固定。用 225-250 磅英寸力矩拧紧螺杆。

操作程序（O）

1.将已失效发电机的控制电门保持在 OFF（关断）位。

2.起动 APU。

3.起动后，观察琥珀色的 BUS OFF（汇流条断开）、APU GEN OFF（APU 发电机断开）和 UTILITY BUS OFF（应用汇流条断开）灯都不亮。

4.用波音性能软件（APM、INFLT）或飞行计划性能手册来决定 APU 燃油油量。作为参考，爬升/巡航/下降过程所需的平均燃油油量为每小时 90 千克。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-00-2 APU 发电机	C	1	0	除延程飞行外，允许失效，但要求两台发动机的发电机工作正常。
	B	1	0	（M）除超过 120 分钟延程飞行外，允许失效，但要求： a）两台发动机的发电机工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

电源系统控制面板处挂牌—“APU 发电机失效（拆下）”。

维护程序（M）

注：如果 APU 失效会可能导致发电机损坏，飞机可以在 APU 发电机拆下的情况下飞行。

1.如果需要，按下列步骤拆下 APU 发电机以放行飞机：

A.拆下 APU 发电机（参看 AMM 24-21-01）。

B.拧松 APU 安装座螺栓柱上的所有保持螺帽，使螺帽松到螺栓柱顶端。

C.固定好从发电机上脱开的四根电源线以防损坏。

D. 放置发电机齿轮箱盖板（厂家件号 Garrett P/N 3862212）使其与 APU 安装座螺栓相配合。

E.使 APU 安装座螺栓进入盖板上的孔洞。

F.反时针方向转动盖板，使安装座螺栓进入盖板孔洞的喉部。

G.确认齿轮箱组件 4 点钟和 6 点钟位置的滑油口分别与发电机盖板上的滑油转换管的进口和出口对齐。

H. 装有自锁保持螺帽 NAS1805-6P 的飞机：

1）用 175-200 磅英寸力矩拧紧保持螺帽。

I.装有 624AG5HD 保持螺帽的飞机：

1）用 264-324 磅英寸力矩拧紧保持螺帽。

2）用 70-80 磅英寸力矩拧紧调节螺帽。

J.给 APU 补加滑油（参看 AMM12-13-04）。

K.关好 APU 舱门。

操作注意

1.如果拆去了 APU 发电机，考虑对飞机载重平衡的影响。

2.保持失效 APU GEN 电门在 OFF 位。

3.如果没有外部电源，按下述步骤用电瓶起动：

A.完成正常外部检查和辅助电源起动程序：

电源……………………………………建立

注：必须使用地面气源。

B.发动机点火选择器………………………… 1 或 2

C.隔离电门……………………………………开

注：如果右隔离电门关闭，就首先起动左发，或者由地面人员打开右隔离活门。

D.减速板手柄…………………………………放下

E.反推手柄……………………………………..放下

F.前推力手柄………………………………...关闭

G.襟翼手柄……………………………………..设置手柄位置与襟翼位置一致

H.停留刹车…………………………………...设置

I.燃油控制电门………………………………关断

J.左音频选择面板……………………………设置

K.右电动需求泵选择器………………………自动

L.组件控制选择器…………………………….关闭

注：如果在之前的飞机关车过程中组件活门没有关闭，没有装有液压驱动发电机的飞机在发动机起动前，必须由地面人员将活门关闭。

M.用备用发动机指示器起动一台发动机，观察 EGT 起动限制。

N.继续正常的起飞前程序。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-11-1 发电机驱动灯	B	2	1	（M）允许一个在 OFF 位失效，但要求证实相应的 EICAS 信息正常显示。
	B	2	1	（M）允许一个失效，但要求相应的 IDG 脱开。

EICAS 状态信息

无

挂牌

电源系统控制面板处视情挂牌—“左（右）发电机驱动灯失效”或“左（右）IDG 脱开”。

维护程序（M）

1.验证相应的 EICAS 信息工作正常：

A.起动受影响的发动机；

B.按压顶板的脱开电门脱开受影响的 IDG；

C.验证显示相应的 EICAS 信息“左（右）发电机驱动”；

D.关车；

E.将飞机恢复到正常构型（接通相应的 IDG）。

2.若 IDG 要保持脱开，参见 MEL 24-00-1 项。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-27-1 汇流条断开灯	C	2	1	（O）允许一个失效，但要求相应的联接汇流条隔离灯和发电机控制关断灯应正常工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

失效灯处挂牌—“灯失效”。

操作程序（O）

1.起动发动机后验证联接汇流条隔离灯不亮。

2.验证发电机控制关断灯不亮。

3.空中隔离灯和发电机控制断开灯都亮表明该汇流条失电，遵照 QRH 中交流汇流条断开的非正常程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-27-2 发电机控制关断灯	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求验证相应的 EICAS 信息 L（R）GEN OFF 正常显示。
	B	2	1	对应失效发电机的灯可以失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

验证相应的 EICAS 咨询信息正常显示：

1.起动相应的发动机。

2.确信相应的发电机控制电门选在 ON 位。

3.验证相应的 EICAS 咨询信息 L（R）GEN OFF 没有显示。

4.将相应的发电机控制电门选在 OFF 位。

5.验证相应的 EICAS 咨询信息 L（R）GEN OFF 显示。

6.将相应的发电机控制电门选在 ON 位。

操作程序（O）

在发电机关断的非正常程序中，使用 EICAS 咨询信息 L（R）GEN OFF 替代失效的发电机控制关断灯。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-27-3 APU 发电机断开灯	C	1	0	（M）允许失效，但要求验证 EICAS 信息 APU GEN OFF 显示正常。
	C	1	0	允许失效，但要求飞行中不需要使用 APU 发电机。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
按下列步骤验证 APU GEN OFF 信息显示正常：
1.起动 APU。
2.查看 APU 运转灯亮。
3.断开 APU 发电机控制电门。
4.查看 EICAS 显示 APU GEN OFF 咨询信息。
5.恢复飞机到正常状态。

操作注意
“飞行中不需要使用”是指不计划使用 APU 发电机。但是如果飞行中有一个 IDG 失效时，可能会使用 APU 发电机。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-27-4 联接汇流条隔离灯	C	2	0	允许失效，但要求相应的汇流条断开灯应工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-27-5 应用汇流条断开灯	C	2	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-27-6 发电机励磁断开灯	D	3	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-30-1 备用电源汇流条断开灯	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）两个 EICAS 系统都工作正常，且 b）所有其它备用汇流条经验证工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.提供电源（参看 AMM24-22-00）。
2.证实 P5 板上的电瓶电门在 ON 位。
3.证实 P5 板上的备用电源电门在 AUTO 位。
4.断开 P6 板的 INV PWR TRU（变压整流变流机电源）跳开关。
5.证实 STANDBY PWR OFF（备用电源关断）这条 EICAS 信息未出现在主 EICAS 显示器上。
6.闭合 P6 板的 INV PWR TRU 跳开关。
7.按压 P61 EICAS 维护面板上的 EIEC HYD 电门。
8.证实 EICAS 上出现以下数值：

STBY/BAT（备用/电瓶）		APU/BAT（APU/电瓶）	
AC-V	115±5（交流电压）	DC-V	28±2（直流电压）
FREQ	400±5（频率）		
DC-V	28±2（直流电压）		

9.将备用电源电门转至 BAT 位。
10.证实 EICAS 上显示的 STBY/BAT 数值为：DC-V 28±2。

11.将备用电源电门转至 AUTO 位。

12.证实 EICAS 上显示的 STBY/BAT 数值为：

DC-A	38±2
DC-V	33±2

13.当电瓶充电周期完成后，证实 STBY/BAT 显示下的 DC-A 值突然间（1-2 秒）从 38（±5）降至 0（±5）。

14.证实 EICAS 上显示的 STBY/BAT 值为：DC-V 28（±2）。

15.查看 EICAS 状态信息，证实 EICAS 上没有显示 MAIN BAT CHRG（主电瓶充电器）信息。

操作程序（O）

在备用汇流条断开不正常程序中，使用 STANDBY BUS OFF 咨询信息替代失效的备用电源汇流条断开灯。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-31-1 APU 电瓶 2）有主/APU 电瓶联接系统的飞机	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）APU 电瓶被解除工作或拆下， b）APU 被认为失效，且 c）不需要主电瓶和 APU 电瓶并联工作。

注 1：APU 电瓶失效、被解除工作或拆下后就不能起动 APU。

注 2：对 APU 电瓶与主电瓶并联的飞机而言，可能需要 APU 电瓶工作来满足备用电源的限制要求，这并不是 FAR 的要求。各航空公司可根据各自的管理当局要求来制定 MEL 中适当的条款。

EICAS 状态信息

APU BAT NO STBY

挂牌

APU 控制面板上视情挂牌—“失效”—“电瓶已拆下”或“电瓶失效”。

维护程序（M）

1.MEL 允许 APU 电瓶：（a）在安装位解除工作；（b）解除工作并拆下。

2.按下列步骤解除电瓶工作：

A. 拔出并卡住右杂项电气设备板 P33 上的 APU BAT CHGR 跳开关 C302。

B.在带有扩充备用电源容量的飞机上，拔出并卡住主电源分配板 P6 上的 APU/MIN BAT TIE 跳开关 C4282。

C.在带有扩充备用电源容量的飞机上，拔出并卡住 P11 板上 EXT STBY BAT TIE 跳开关 C4276。

D.拔出并卡住 E6 架前端的 APU BAT CHGR 跳开关 C868。

E.拆下电瓶主电源插头。

F.拆下温度传感器插头。

警告：电瓶重 44 公斤（96 磅），为防不测，不要单人拆卸。
3.如果需要，拆下 APU 电瓶，并将 APU 电瓶拆除情况通知飞行签派部门。
4.通知飞行签派部门，APU 不能工作。

操作程序（O）

APU 电瓶拆除后，应考虑对飞机载重及平衡的影响。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-31-2 APU 电瓶充电器 2）有主/APU 电瓶联接系统的飞机	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）APU 电瓶充电器被解除工作或拆下， b）不需要使用 APU，且 c）不需要主电瓶和 APU 电瓶并联工作。

注 1：在标准天气情况下，充满电的 APU 电瓶可以起动 APU 三次。电瓶充电器失效后允许使用 APU（只要能起动），但不能完全确保对 APU 电源或者 APU 气源的使用要求。

注 2：APU 电瓶通常不充满电。但对 APU 电瓶与主电瓶并联的飞机而言，可能需要 APU 电瓶充满电来满足备用电源的限制要求。

EICAS 状态信息

APU BAT CHGR

挂牌

APU 控制面板上挂牌—“APU 电瓶充电器失效”。

维护程序（M）

1.拆下 APU 电瓶充电器：

注：APU 电瓶充电器位于后设备中心 E6 架第 1 架上。

A.拔出前杂项电气设备板 P33 上的 APU BAT CHGR 跳开关 C302，并挂“不要闭合”标牌。

B. 拔出 E6 架前端的 APU BAT CHGR 跳开关 C868，并挂“不要闭合”标牌。

C.从充电器上脱开插头。

D.加盖收藏插头 D298。

E.从充电器上拆下接线盒盖。

F.拆下接线盒的导线，做好标记以便装回。

G.加盖收藏接线盒导线。

H.拆下 APU 电瓶充电器。

I.拿下“不要闭合”标牌，闭合 E6 架前端 APU BAT CHGR 跳开关 C868。

J.通知飞行签派部门，APU 电瓶充电器已拆下，并考虑对飞机载重和平衡的影响。

2.APU 电瓶充电器也可由下述方法不需拆下而解除工作：

注：这个解除工作程序会阻止 APU 起动。

A.拔出并卡住前杂项电气设备板 P33 上的 APU BAT CHGR 跳开关 C302。

B.拔出并卡住 E6 架前端的 APU BAT CHGR 跳开关 C868。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-32-1 APU 起动变压整流器（TRU）	C	1	0	允许失效，但要求 APU 被认为失效。
	D	1	0	（M）允许失效，但要求 APU 变压整流器（TRU）被解除工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

解除 APU TRU 的工作：

拔出并卡住主设备中心 P32 右发电机电源面板上的 APU START TRU 跳开关 C303。如果 APU TRU 没有被解除工作，当主交流汇流条有电时就可能起动不了 APU。

操作注意

如果 APU TRU 没有被解除工作，当主交流汇流条有电时就可能起动不了 APU。通知飞行签派部门，在飞行中 APU 不可用。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
24-41-1 外部电源系统	C	1	0	
1）外部电源在用（AVAIL）灯（驾驶舱）	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
2）外部电源接通（ON）灯（驾驶舱）	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
3）外部电源连接（CONNECTED）灯（外部电源面板）	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
4）外部电源没有使用（NOT IN USE）灯（外部电源面板）	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

1.营运人需建立当这些灯光或系统失效时的备用程序，如用手势信号、使用驾驶舱与地面的通讯联系系统或其他方法。

2.地面操作时，当外部电源失效时应减少电气负载。例如，地面操作仅使用单个外部电源时，厨房和空中娱乐设施等可能就没有电。

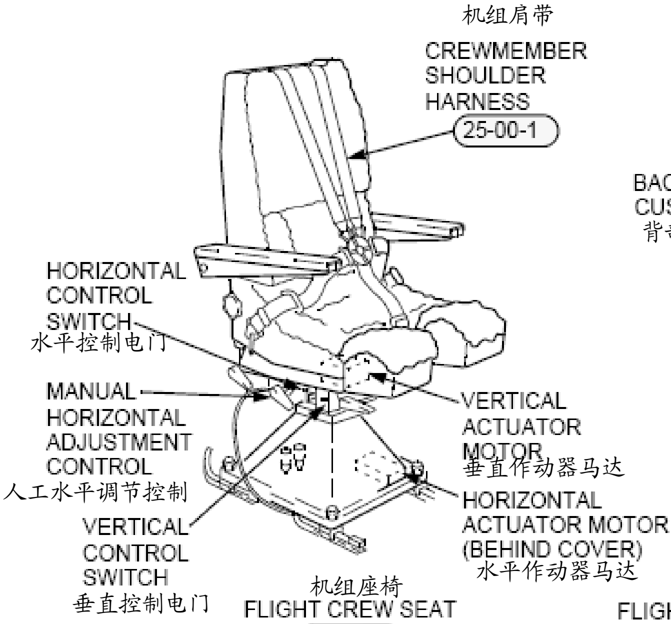
外部电源在用灯失效的备用程序：
在使用外部电源前，飞行机组通过驾驶舱内话系统，与地面人员确认外部电源是否已连接可用。

外部电源接通灯失效的备用程序：
在接通外部电源后，飞行机组通过驾驶舱内话系统或手势信号，与地面人员确认外部电源是否已接通。

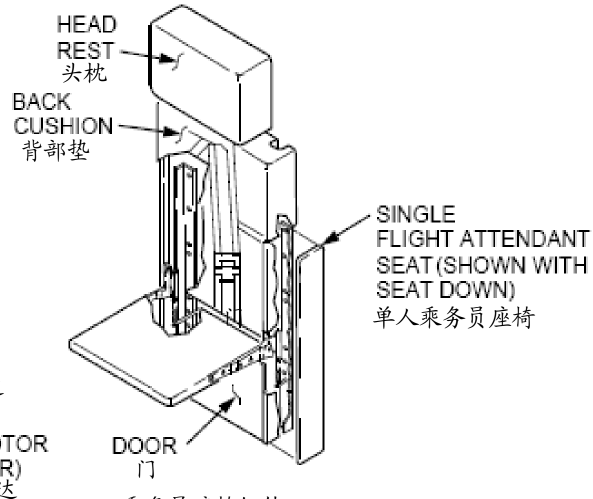
外部电源连接灯外部电源面板失效的备用程序：
飞行机组通过驾驶舱内话系统告知地面人员外部电源连接情况。

外部电源没有使用灯失效的备用程序：
飞行机组通过驾驶舱内话系统告知地面人员外部电源使用情况。

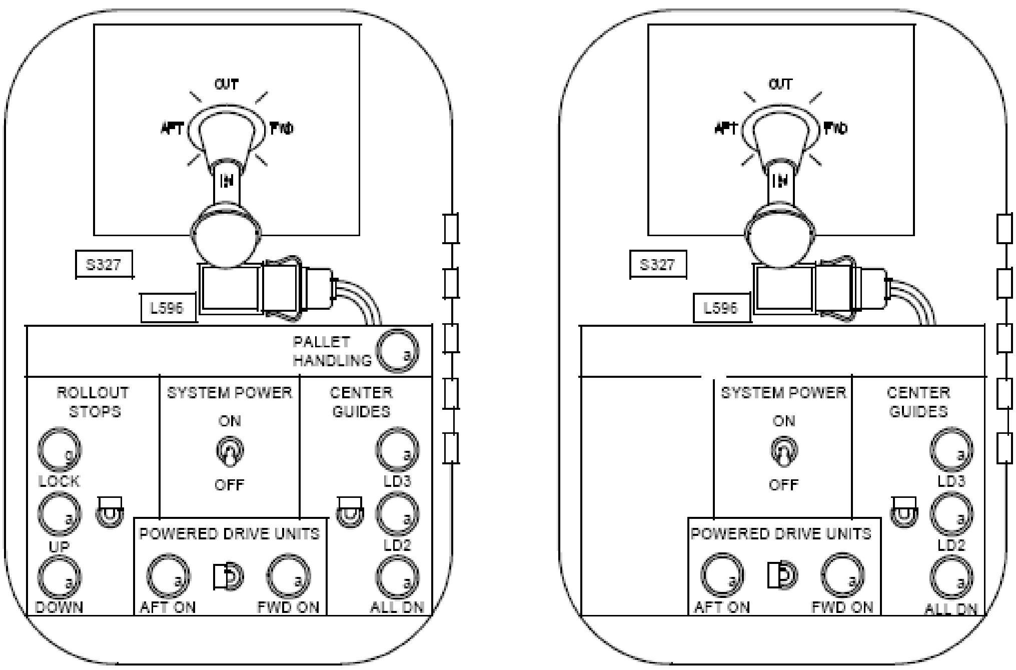
有意留空



机组座椅
FLIGHT CREW SEAT
25-11-1



乘务员座椅组件
FLIGHT ATTENDANT SEAT ASSEMBLY
25-25-1

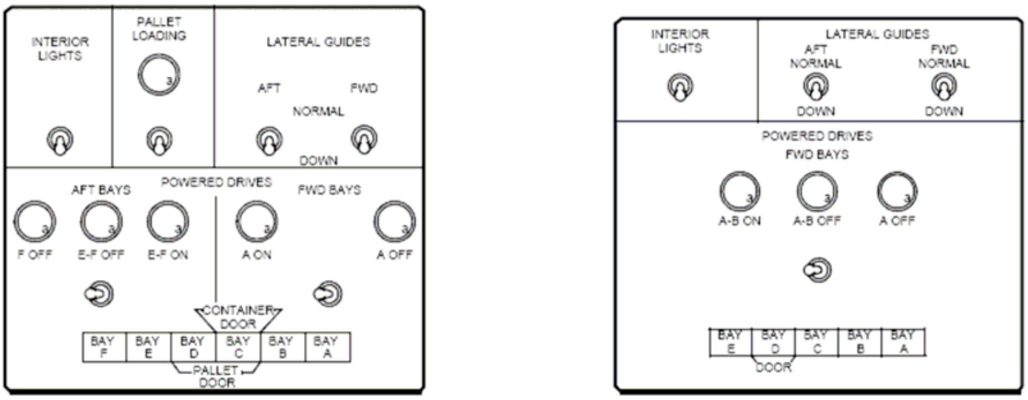


FWD EXTERIOR CONTROL PANEL
前外部控制板

AFT EXTERIOR CONTROL PANEL
后外部控制板

货舱装载系统
CARGO LOADING SYSTEMS
25-53-1

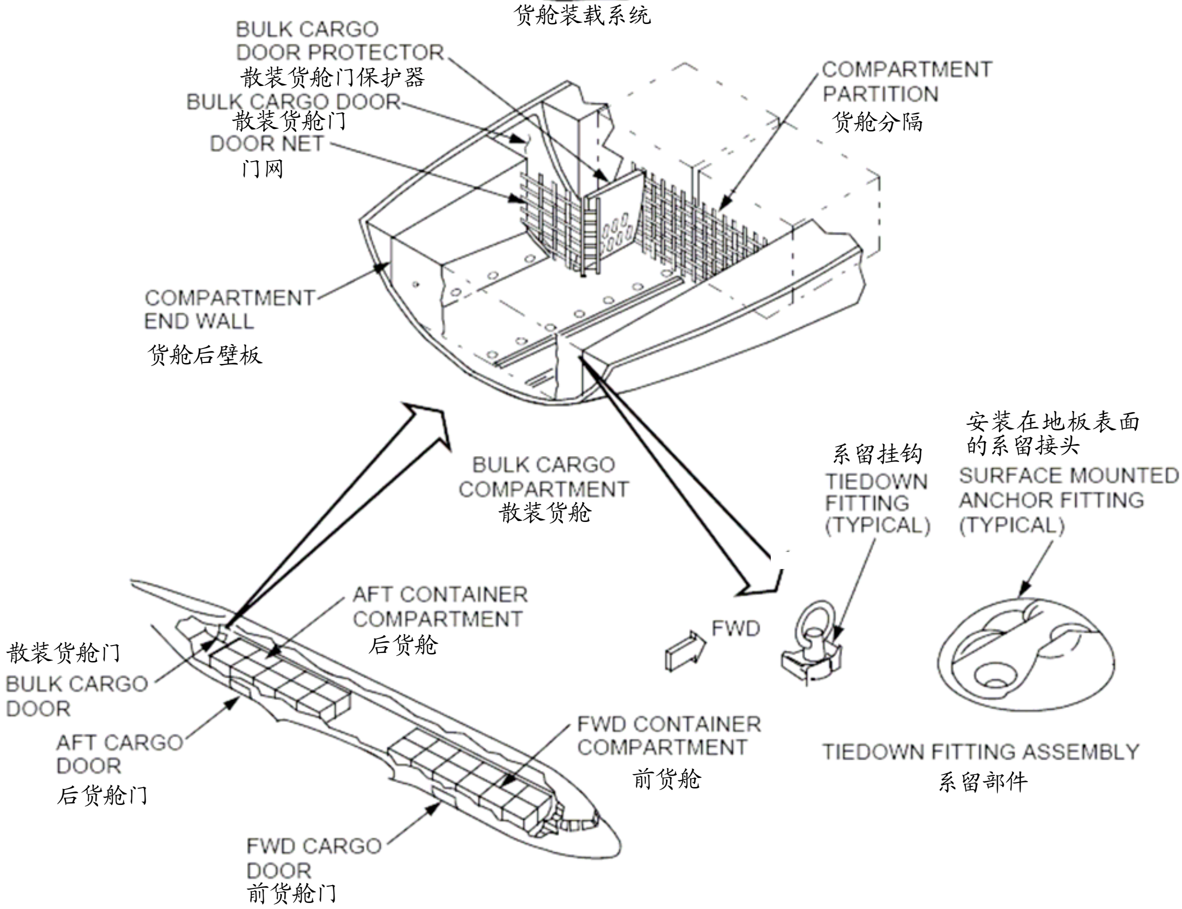
EQUIPMENT/FURNISHINGS
设备/装饰



FWD INTERIOR CONTROL PANEL
前内部控制板

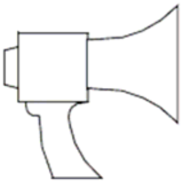
AFT INTERIOR CONTROL PANEL
后内部控制板

CARGO LOADING SYSTEMS
25-53-1
货舱装载系统

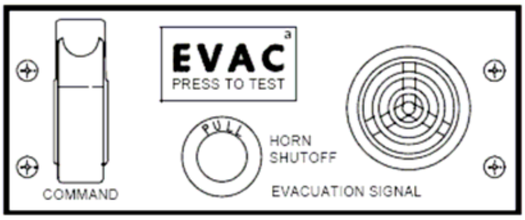


CARGO RESTRAINT SYSTEMS/DEVICES
25-54-1

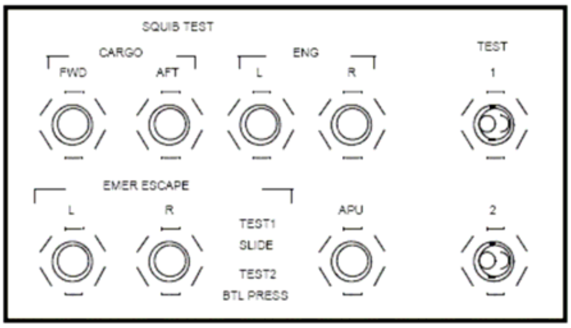
货舱固定系统/装置



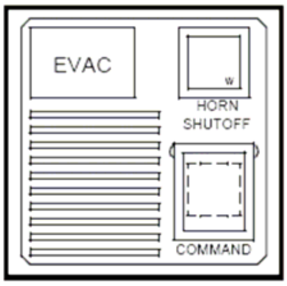
MEGAPHONES
25-63-1
扩音器



FLIGHT COMPARTMENT
EES PANEL
25-63-2
驾驶舱舱 EES 面板

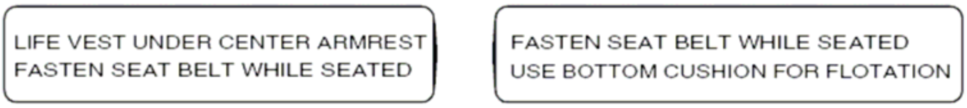


OVERWING ESCAPE SQUIB TEST SYSTEM
25-66-3



PASSENGER COMPARTMENT 客舱 EES 面板
EES PANEL

EMERGENCY EVACUATION
SIGNAL SYSTEM
25-63-2
紧急撤离信号系统



救生衣在中扶手下
入座后系好安全带

入座后系好安全带
座椅垫可用作漂浮物

FASTEN SEAT BELT WHILE SEATED
SIGNS OR PLACARDS
(TYPICAL)
25-63-3
“入座后系好安全带”信号或标牌

EQUIPMENT/FURNISHINGS
设备/装饰

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-00-1 机组肩带（驾驶舱）	D	4	2	1）正副驾驶肩带必须工作正常。 2）机组成员不得使用受影响的座位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-11-1 机组座椅				
1）电动调节系统	D	2	0	允许失效，但要求前/后和垂直人工调节方式正常。
2）人工调节系统				
a）靠背	A	2	0	（M）允许失效，但要求： a）座椅固定在垂直位且机组可以接受， b）前/后和垂直人工调节方式正常，且 c）在两个飞行日内修复。
b）扶手	B	4	0	允许失效，但要求： a）失效的扶手收上或拆除，且 b）机组可以接受。
c）腰、腿支撑和头枕	C	2	0	允许失效，但要求机组可以接受。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.对于靠背系统失效的座椅，保证座椅固定在垂直位置，并通过功能测试验证椅背不会动。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-11-2 观察员座椅				
1）主观察员座椅（包括相关设备）	A	1	0	允许失效，但要求： a）在客舱安排局方执行公务的检查员座位，且 b）在两个飞行日内修复。
	A	1	0	允许失效，但要求： a）安排局方执行公务的检查员坐在第二观察员座位，且 b）在两个飞行日内修复。
	A	1	0	允许失效，但要求： a）所需的最低安全设备（安全带和氧气）有效， b）执行公务的局方检查员可以接受座椅的状况，且 c）在两个飞行日内修复。 注 1: 以上条款旨在给局方的检查员提供一个满足最低安全设备要求（安全带和氧气）的座椅，并由检查员决定该座椅是否可坐。 注 2: 责任机长来决定最低安全设备是否适用于其他有权坐、用任何观察员座椅的人员。
2）附加的观察员座椅（包括相关设备）	D	1	0	注：责任机长来决定最低安全设备是否适用于其他有权坐、用任何观察员座椅的人员。

注：观察员座椅相关设备是：用于观察员的音频选择板、氧气系统、麦克风、电话、灯光等。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-20-1 旅客舒适/非必要设备和装饰（NEF）项目 1）旅客舒适项目（有效期至2008年4月30日止）	D	1	0	本 MEL 中所述旅客舒适项目系指与旅客之方便、舒适、娱乐等有关的项目，如厨房设备、音像设备、烟灰缸、头顶阅读灯等，但又不仅局限于此。本资料中在它处所涉及之项目均不在此列。（M）或（O）程序亦可在营运人有关资料中做出规定和要求。 注：厕所门外部的烟灰缸不是旅客舒适项目。
2）非必要设备和装饰（NEF）	D	1	0	允许失效、损坏或缺失，但要求这些项目按照营运人的NEF项目的保留计划进行保留。NEF 项目的计划、程序和处理及相应所需的（M）或（O）程序，需由营运人在相关的文件中作出规定。 注：厕所门外部的烟灰缸不是 NEF 项目。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-25-1 乘务员座椅组件（单或双位） 1）必需的乘务员座椅	B	10	8	（M）（O）允许一个座椅位或组件（双位）失效，但要求： a）受损座椅位或座椅组件不被占用， b）分配给乘务员用的座椅要么是一个和损坏座椅相邻的乘务员座椅，要么是最接近相应损坏座椅的旅客座椅，这样便于该乘务员履行其职责， c）建立起备用程序并将其编入机组手册中， d）折叠式座椅应自动收起或固定在折叠位，且 e）分配给乘务员的旅客座椅应标上“仅供乘务员使用”字样。 注 1：自动收起折叠式座椅如不能自动收回，可视为失效。 注 2：若一个座椅位有一个失效的或缺失的安全带系统，认为该座椅失效。 注 3：对单独的使用者而言，当有失效座椅时，将考虑其位置和座椅组合情况，以确保在临近出口及分配要求方面满足适航当局的要求。 注 4：若一个双座椅组件的一边失效，且乘务员被换到相邻座椅乘坐，该相邻座椅必须是可用的。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
2）额外的乘务员座椅	C	2	0	（M）允许失效，但要求： a）受影响的座椅位置或座椅组件没有被占用，且 b）折叠式座椅应自动收起或固定在折叠位。 注 1：自动收起折叠式座椅如不能自动收回，可视为失效。 注 2：若一个座椅位有一个失效的或缺失的安全带系统，认为该座椅失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
失效座椅处挂牌—“失效”。
分配给乘务员用的旅客座椅处挂牌—“仅供乘务员使用”。

维护程序（M）
将损坏的座椅固定在收起位置。

操作注意
乘务员代用座椅必须最靠近飞机出口。乘务员到达指定紧急出口的时间必须与在原座椅的基本同时。“基本同时”即可能差 2-3 秒。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-25-2 旅客座椅	C	263	-	（M）允许失效，但要求： a）座椅不挡住紧急出口， b）座椅不限制旅客经过主过道，且 c）封住受损座椅，并挂上“不能使用”标牌。 注 1：安全带失效的座椅可认为失效。 注 2：失效的座椅不能是供乘务员使用的座椅。 注 3：失效座椅可能影响后面和/或邻近外侧的座椅。
1）靠背后靠机构	C	263	-	（M）允许失效，且座椅可以使用，但要求座椅靠背固定在垂直位置。
2）座椅下行李栏杆	C	18	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）栏杆失效的座椅下不放行李， b）相应座椅挂标牌“此座椅下勿放行李”，且 c）将栏杆失效情况通知乘务员。
3）扶手	C	-	-	（M）允许失效或缺失，且座椅可以使用，但要求： a）扶手不挡住紧急出口， b）扶手不限制旅客经过主过道，且 c）对于有后靠机构的扶手，座椅靠背应固定在垂直位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
“失效—不能使用”
座椅靠背不能后靠
此座椅下勿放行李

维护程序（M）
座椅情况由于营运人的不同选装而有所区别，各营运人应制定符合自己机队座椅情况的相应程序。
1.座椅不在垂直位或没有固定在垂直位失效：
A.座椅上挂牌：“失效—不能使用”。
B.用绳子将座椅绑定在折叠位，以防在飞行中晃动。或
C.如果座椅被卡在后靠位置或者不能固定在垂直位时，该座椅后排的座椅将限制使用，且后排座椅不在紧急出口处。
1）如果失效的座椅靠近飞机侧壁，则该座椅后面的和外侧的座椅都不能使用。
2）如果失效的座椅在两条过道中间，则要封住该座椅后排的整排座椅，并挂上“不能使用”标牌。
2.座椅固定在垂直位失效：
A.座椅上挂牌：“座椅靠背不能后靠”。
注：座椅可以使用。
3.座椅下行李栏杆失效：
A. 如果栏杆断裂，拆下栏杆，并在相应座椅处挂牌—“此座椅下勿放行李”。
4.扶手电源：
娱乐设备随座椅的不同而不同。营运人应判定扶手中是否有失效/缺失的电源线，并建立程序来确定这些线路。可参考下列手册来确定：
A. AMM 23-24，旅客娱乐/服务系统
B. AMM 23-24， 座椅电子盒
C. AMM 24-22，电源控制
D. 线路图册

操作程序（O）
对于失效的座椅下行李栏杆，确信乘务员已知道栏杆失效情况，并确认该座椅下没有放行李。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-28-1 顶部储物箱/客舱和厨房储藏室/壁柜	C	168	-	（M）允许失效，但要求： a）将储物箱固定在关闭位， b）存放在失效的储物箱中的应急设备被认为是失效的，且 c）失效的储物箱不用于储藏除永久性固定放置的设备以外的物品。 注：如果未安装隔板，整个顶部储物箱应视为一个箱体。
1）多个锁/1/4 圈转动的锁扣	C	241	-	允许储物箱的一个锁/锁扣失效，但要求： a）受影响的储物箱上的其它锁/锁扣正常，且 b）如果受影响的储物箱用来装厨房餐车，餐车必须是空的。
2）储藏室锁	D	199	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

“储物箱失效，请勿储物”。

“锁失效”。

维护程序（M）

用胶带或绳子将失效的箱/柜缠住或固定住，使其不能打开。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-38-2 厨房垃圾箱盖板	C	5	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）垃圾箱必须是空的，且它的盖板被固定，以防止垃圾进入，且 b）确保有足够的厨房垃圾箱可用，以便容纳在飞行中所产生的垃圾。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.倒空相应的垃圾箱。

2.将相应的垃圾箱盖板固定在关位。

操作程序（O）

确保有足够的厨房垃圾箱是可用的，以便容纳飞行中所产生的所有垃圾。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-41-1 厕所污物箱挡板/接近门	C	7	0	（M）允许失效，但要求： a）相应的厕所污物箱是空的且接近门被固定住，以防污物进入污物箱， b）厕所仅供机组使用，且 c）相应厕所入口门被锁在关闭位且挂牌“失效—不能使用”。 注：这些规定不能用于禁止机组使用或检查厕所。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌

维护程序（M）

1.倒空相应污物箱。

2.人工将失效接近门/盖板固定住，防止沉积的污物进入污物箱。

3.关闭、锁上厕所门并在厕所入口门上挂牌“失效—不要进入”。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-50-1 下货舱衬板和地板				
1）侧壁衬板	C	98	0	（O）允许损坏或缺失，但要求确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。
2）地板	C	76	0	（O）允许损坏或缺失，但要求确保相应货舱保持空载，或只装空的货物装载设备、压舱物和/或调机套件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

验证相关的货舱保持空载，或只装压舱物、空的货物装载设备或调机套件。

备用程序：

飞行前，飞行机组必须向运行控制部门确认相关的货舱是空的，或仅包含经批准装载的调机套件或压舱物。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-53-1 货舱装载系统	D	2	0	注：系统工作正常的任何部分可以使用。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-54-1 货舱固定系统/装置	C	15	0	（M）允许失效、损坏或缺失，但要求符合例如《货舱装载手册》、《货舱操作手册》或《载重平衡手册》中的装载限制。
	C	15	0	允许失效或缺失,但要求相关的货舱保持空载。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.多数货物的固定或引导设备的工作解除方法显而易见（比如，货箱上止动器失效时要将其放松到收回位置，或将其拆除以免防碍装货）或没有必要（例如，止动器失效可以不管它）。因此本文不再赘述。

2.若失效或缺失的数目限制部分超出了《载重平衡手册》所允许的范围，应通知飞行签派部门受影响货舱不能使用。

项目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-62-1	飘浮设备（机组和旅客）	D	277	-	允许失效或缺失。但在跨水飞行时，机上每一名人员都必须保证有漂浮设备。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-63-1 扩音器（手持麦克风）		2	2	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-63-2 紧急撤离信号系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用开始紧急撤离的备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
应执行紧急撤离信号系统失效情况下的公司程序。该程序可能用到旅客广播和/或客舱服务内话系统。起飞之前，机长应向客舱乘务员简介将要使用的应急程序。

紧急撤离信号系统失效时的备用程序：
1.飞行前，机长必须向客舱乘务员简介将要使用的应急程序。
2.紧急撤离时，机长使用旅客广播系统/或服务内话系统宣布撤离。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-63-3 “入座后系好安全带”信号或标牌	C	70	-	允许有一个或多个看不清楚或缺损，但要求每个安排旅客坐的座位能够看到一个清晰的信号或标牌。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-63-4 乘务员手电筒/支架组件	C	12	8	当指定给机组人员的位置有相同性能的手电筒可用时，允许失效或缺失。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-63-10 应急定位发射机（ELT）		2	2	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
25-64-1 应急医疗设备				
1）急救箱和/或相关设备	A	4	3	（O）如果 FAR 规章要求的数量超过一个，只能一个不完整、缺失或失效，但要求： a）急救箱需重新密封以便识别，不被误认为是可用的，且 b）在三个飞行循环内修复或更换。
	D	4	3	任何超出 FAR 规章要求的可以不完整、缺失或失效。
2）应急医疗箱和/或相关设备	A	1	0	（O）允许不完整、缺失或失效，但要求： a）应急医疗箱需重新密封以便识别，不被误认为是可用的，且 b）在三个飞行循环内修复或更换。
	D	1	0	任何超出 FAR 规章要求的可以不完整、缺失或失效。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

操作程序（O）

急救箱和/或相关设备不完整、缺失或失效时：

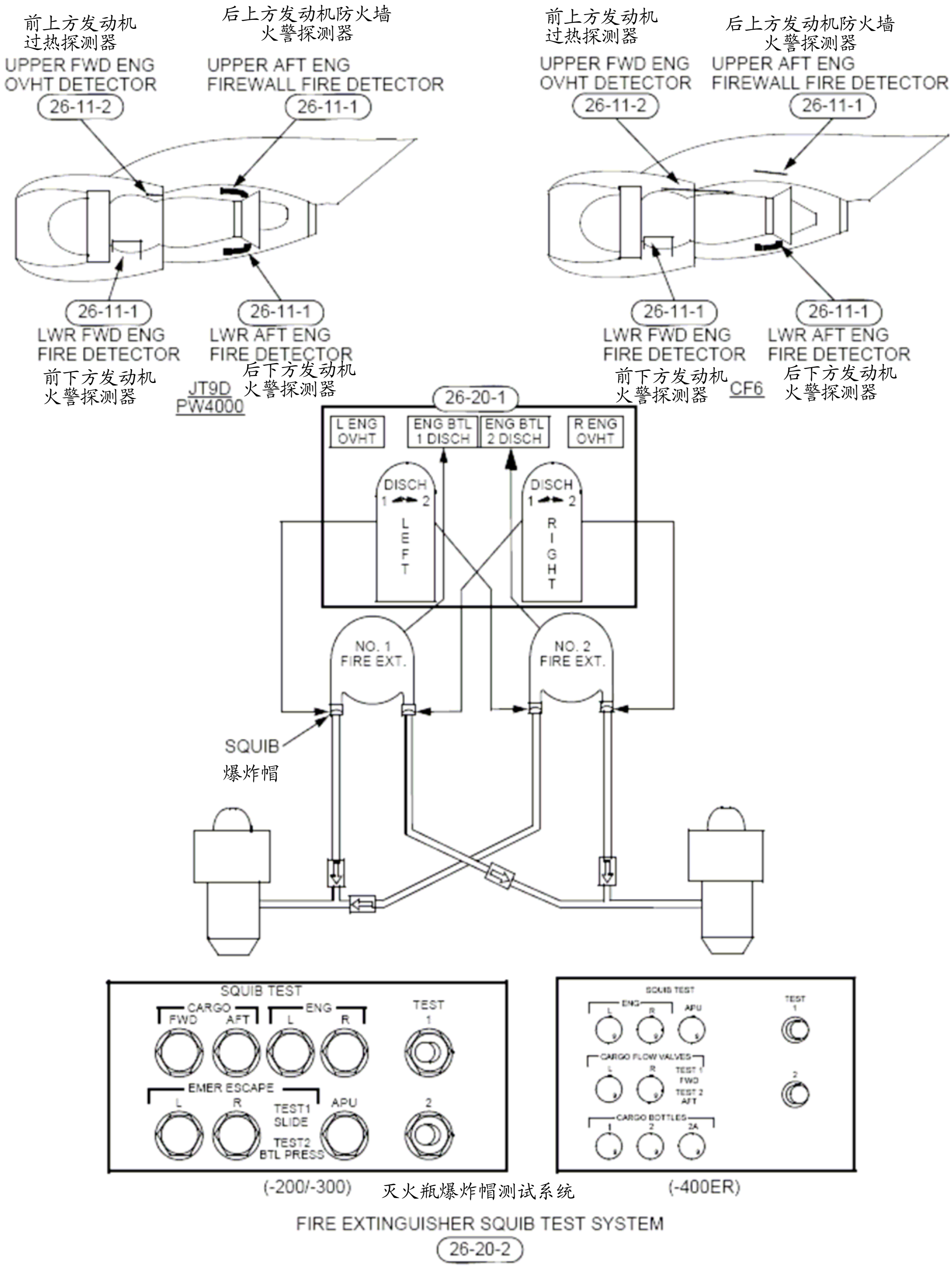
a.通知所有机组人员该急救箱和/或相关设备不完整、缺失或失效；

b.由专门指定的客舱机组人员对该急救箱和/或相关设备进行保管，以免在急救时被误用。

应急医疗箱和/或相关设备不完整、缺失或失效时：

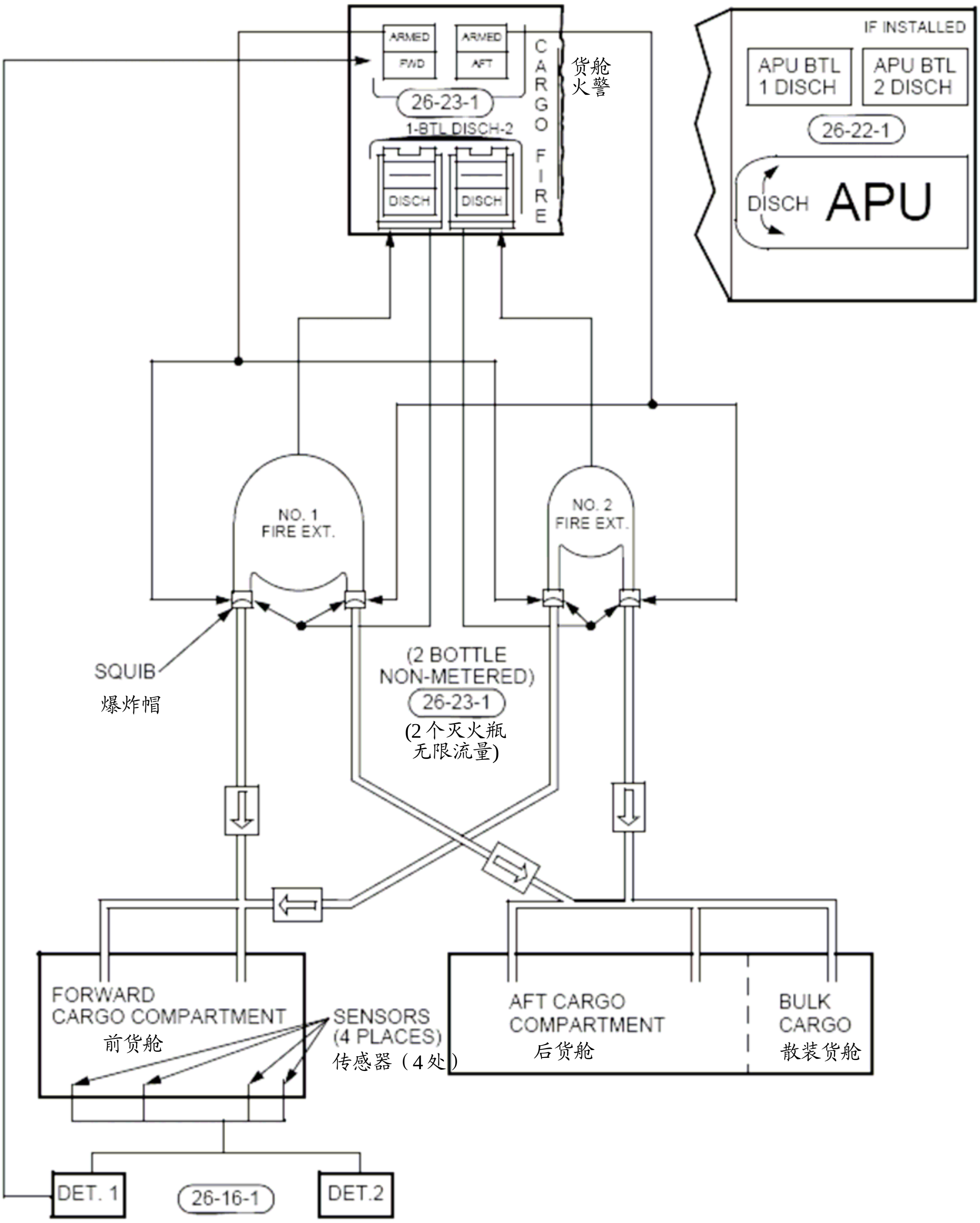
a.通知所有机组人员该应急医疗箱和/或相关设备不完整、缺失或失效；

b.由专门指定的客舱机组人员对该应急医疗箱和/或相关设备进行保管，以免在急救时被误用。



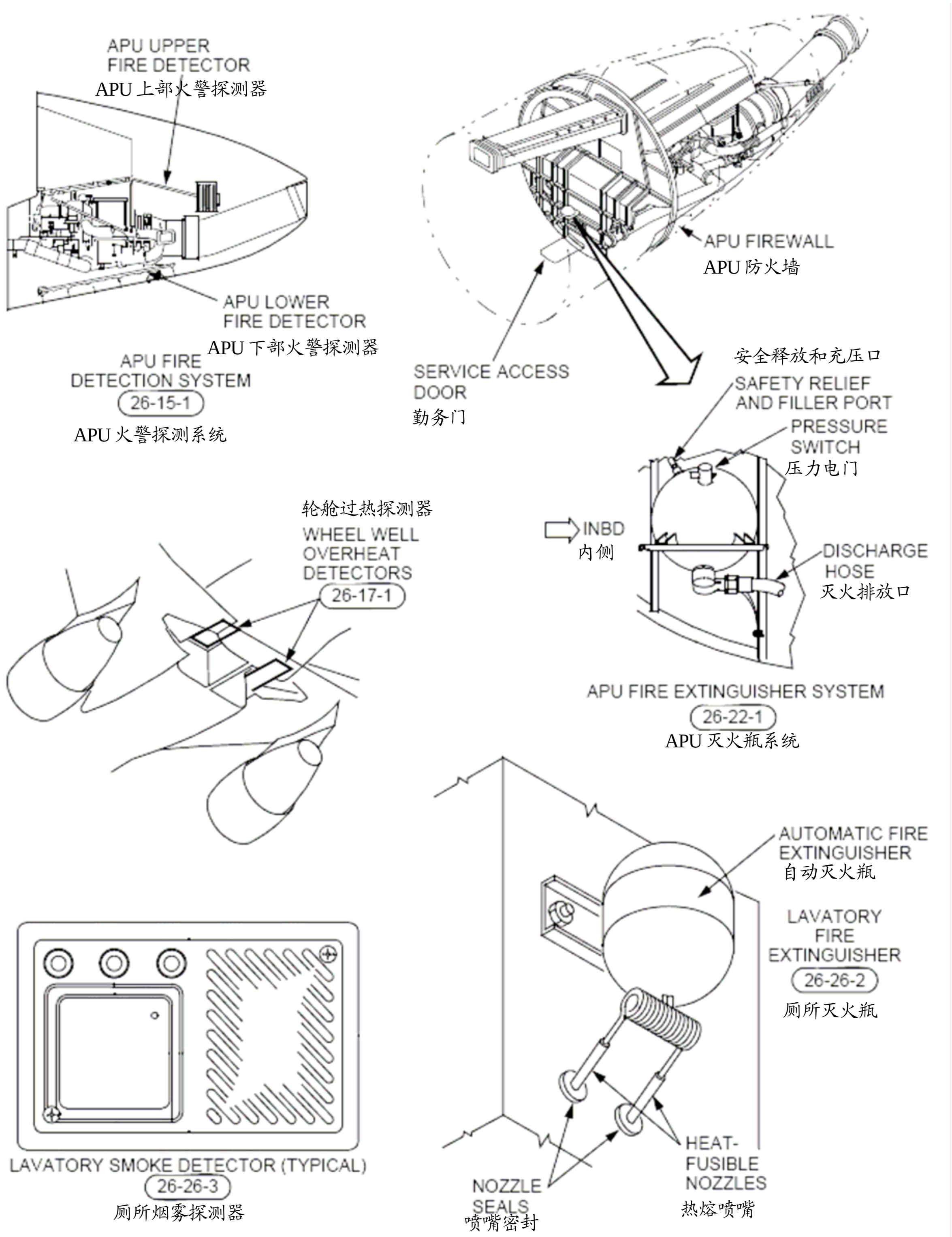
FIRE PROTECTION - ENGINE & TEST

防火–发动机和试验



NOTE: AFT COMPARTMENT SIMILAR
注：后货舱相同

FIRE PROTECTION - CARGO & APU
防火-货舱和 APU



FIRE PROTECTION
防火

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-11-1 发动机火警探测系统 1）探测环路	C	4	2	除超过 120 分钟延程飞行外，每台发动机允许一个环路失效。

EICAS 状态信息

L ENG FIRE LP 1
R ENG FIRE LP 1
L ENG FIRE LP 2
R ENG FIRE LP 2

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-11-2 发动机过热探测系统 1）探测环路	C	4	2	除超过 120 分钟延程飞行外，每台发动机允许一个环路失效。

EICAS 状态信息
L ENG OH LP 1
L ENG OH LP 2
R ENG OH LP 1
R ENG OH LP 2

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-12-1 发动机吊架过热探测系统 1）探测环路	C	4	2	除超过 120 分钟延程飞行外，每台发动机允许一个环路失效。

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-14-1 货舱探测空气指示系统	C	1	0	（M）允许指示失效，但要求每次放行前验证烟雾抽样系统完好。

<u>EICAS 状态信息</u>
CARGO DET AIR

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

<u>维护程序（M）</u>
当按下述方法进行烟雾抽样验证时，EICAS 上可能会显示 CARGO DET AIR（货舱探测空气）信息：
A.给飞机供电。
B. 对于下列的每个抽样口做下述步骤 1）或 2）：
  前货舱最后方抽样口（Aft most port in forward cargo compartment）
  后货舱最前方抽样口（Forward most port in the aft cargo compartment）
  1）用一个热导线风速计和接头（参看 AMM 26-16-00-501），验证通过上述烟雾探测抽样口的空气流速至少为 80fpm。
  2）用任何合适的无毒烟雾，对上述烟雾探测抽样口完成下列工作：
    a.在抽样口附近释放烟雾。
    b.验证驾驶舱有以下响应：
      P8 板上红色的 FWD 或 AFT 货舱火警灯
      P1-3 板上红色的 FIRE 灯
      EICAS 警告信息 FWD（AFT）CARGO FIRE
      P7 板上红色主警告灯
      火警铃响

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-15-1 APU 火警探测系统	C	1	0	允许失效，但要求 APU 被认为失效。
	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）其它程序不要求使用 APU， b）APU 仅用作地面操作， c）APU 工作期间地面人员需连续监测， d）APU 外部控制系统工作正常，且 e）飞机滑行期间不使用 APU。
1）探测环路	C	2	1	除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个环路失效。

EICAS 状态信息
APU FIRE LP 1
APU FIRE LP 2

挂牌
一个环路失效时，EICAS 附近挂牌—“APU 火警 1（2）环路失效”。
两个环路失效时，发动机/APU/货舱火警/过热测试电门处挂牌—“APU 火警探测失效”。

维护程序（M）
地面使用 APU 时，必须连续监测 APU 的状况。如果观测到有火警出现，必须通过人工关断 APU 关断面板（前起落架 P40 板）上的 APU 火警关断电门或 APU/货舱火警控制面板上的 APU 火警电门来释放 APU 灭火瓶。

操作程序（O）
1.地面操作使用 APU 时，在飞机尾部放置一个灭火器以监控 APU。
2.飞机在空中飞行或地面滑行期间不使用 APU。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-16-1 货舱火警探测系统（前舱和后舱）	C	2	0	（O）允许失效，但要求确保相应货舱保持空的，或只装空的货物装载设备、压舱物（压舱物可以装在集装箱中）和/或调机套件。
1）探测器	C	4	2	（O）每个舱允许有一个探测器失效，但要求每次放行前验证其它探测器工作正常。
3）探测器风扇	C	4	2	每个舱允许有一个失效。

EICAS 状态信息
AFT CARGO DET 1
AFT CARGO DET 2
CARGO DET AIR
FWD CARGO DET 1
FWD CARGO DET 2

挂牌
视情挂牌。

维护注意
一个或多个探测器可互换，以保证在受影响的货舱内有一个正常工作的烟雾探测器（参看 AMM 26-16-01/401）。

操作程序（O）
确保相应货舱保持空载，或只装空的货物装载设备、压舱物（压舱物可以装在集装箱中）和/或调机套件。

货舱中有一个失效的探测器放行飞机时，验证其它的探测器工作正常：

1.按压并保持住火警/过热测试面板（P8 板）上的 ENG/APU/CARGO 电门，完成自测试。

2.所有探测器的 EICAS 维护信息会显示，并伴有以下火警指示：
P8 板上红色的 FWD 和 AFT CARGO FIRE 电门灯
P1-3 板上红色的 FIRE 灯
EICAS 信息 FWD 和 AFT CARGO FIRE
P7 板上红色主警告灯
火警铃响

3.松开 ENG/APU/CARGO 电门。

4.正常工作系统相对应的信息和灯指示灭，而失效系统相对应的 EICAS 信息则显示。如果双探测器失效（或 ATC A1NM-200SF 的双环路失效）时，P8 板上的 FAIL P-RESET 电门灯和 EICAS 咨询信息—FIRE/OVHT SYS 将继续显示。双探测器（或双环路）失效时不允许放行飞机，除非货舱保持空载并遵循了操作程序的要求。

备用程序：

飞行前，飞行机组必须向运行控制部门确认相关的货舱是空载，或仅装载了空的货舱装载设备、压舱物（压舱物可装在集装箱中）和/或调机套件。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-17-1 轮舱火警探测系统	C	1	0	允许失效，但要求 BTMS 工作正常。 注：为避免机轮过热收上，监测刹车温度指示。
	C	1	0	（M）允许失效，但要求确信在起动发动机前刹车已冷却。 注 1：为避免机轮过热收上，可在飞机起飞后使起落架在放下位保持 10 分钟。但在冬季飞行时，飞行员必须考虑起落架在放下位时可能结冰的状况。 注 2：如果发动机在 V1 后失效，则需将起落架先收上，直到超过起飞越障高度。

EICAS 状态信息

无

挂牌

如果 4 个火警探测传感器失效，则在轮舱火警灯附近挂牌—“轮舱火警探测器失效”。如果任一传感器工作正常，当其探测到火警时，“轮舱火警”灯将会点亮。

维护程序（M）

1.检查轮舱刹车温度：

A.如果刹车温度指示工作正常，验证发动机起动前刹车温度正常。

B.如果刹车温度指示失效，在发动机起动前检查刹车已冷却（即可用手摸刹车壳体）。

C.通知飞行签派部门，飞行计划可能受影响。

2.如果轮舱探测传感器在闭合位失效，EICAS 警告信息 WHEEL WELL FIRE 和轮舱火警灯应解除。

A.按下列步骤解除 EICAS 警告信息 WHEEL WELL FIRE：
1）拔出 WHEEL WELL FIRE 跳开关。
2）找到 P54 电路板存储箱中 M691 管道渗漏和轮舱火警电路板组件、电插头 D2842 和 32 号插钉。
3）导线束 W1082 中 842R-22 号导线连接该插钉到站位 A20 处的“Y”系列接线板 TB276 上。拔出，加盖并收藏好这根线以解除信息。

B.拔出并卡住 P11 面板上 WHEEL WELL FIRE IND 跳开关，解除火警指示灯。

注：中央面板上的火警灯和副驾驶面板上的轮舱火警灯会熄灭。火警灯对发动机火警和过热探测仍起作用。

操作注意

1. 起落架放下 10 分钟，燃油消耗增加 970KG。
2. 按该项放行飞机时，不需考虑起落架放下性能调整。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-18-1 管道渗漏探测系统				
1）左或右环路	C	4	2	每个系统允许一个环路失效。
	A	4	1	（M）（O）允许失效，但要求： a）相应的发动机引气电门保持关断位， b）除发动机起动外，相应的发动机引气隔离活门保持关闭， c）飞机不在已知或预测的结冰区飞行， d）飞行高度保持低于 FL270， e）起飞和着陆期间 APU 用作气源， f）一个机身环路工作正常，且 g）在完成修理前，只允许一个飞行日。
	A	4	1	（M）（O）允许失效，但要求： a）相应的发动机引气电门保持关断位， b）除发动机起动外，相应的发动机引气隔离活门保持关闭， c）飞机不在已知或预测的结冰区飞行， d）飞行高度保持低于 FL270， e）考虑空气驱动泵失效时对飞机的影响， f）一个机身环路工作正常，且 g）在完成修理前，只允许一个飞行日。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
	A	4	1	（O）允许失效，但要求： a）相应的发动机引气电门保持关断位， b）除发动机起动外，相应的发动机引气隔离活门保持关闭， c）飞机不在已知或预测的结冰区飞行， d）飞行高度保持低于 FL270， e）在起飞和着陆期间 APU 用作气源， f）一个机身环路工作正常 g）在完成修理前，只允许一个飞行日。
	A	4	1	（O）允许失效，但要求： a）相应的发动机引气电门保持关断位， b）除发动机起动外，相应的发动机引气隔离活门保持关闭， c）飞机不在已知或预测的结冰区飞行， d）飞行高度保持低于 FL270， e）考虑空气驱动泵失效时对飞机的影响， f）一个机身环路工作正常， g）在完成修理时，只允许一个飞行日。
2）机身环路	C	2	1	
	C	2	0	（O）允许失效，但要求： a）除起动发动机外，APU 不用作气源， b）除起动发动机外，APU 引气电门保持在关闭位，

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
				c）除起动发动机外，中央引气隔度活门保持关闭， d）考虑空气驱动泵失效时对飞机的影响， e）两个中央系统电动泵工作正常， f）飞行高度保持低于 FL270，且 g）一个左环路和一个右环路工作正常。
3）测试功能	C	1	0	（M）允许测试功能失效，但要求每个飞行日验证探测系统工作正常。

注 1：B767 飞机的管道渗漏探测系统有单环路或双环路系统。两种系统都有测试功能。

注 2：单环路系统，只要下列环路其中之一工作即可放行：右环路，左环路或机身环路，和测试功能。

注 3：左或右环路失效：RB211 没有相关 FAMV 位置的性能影响，发动机引气电门放关位时 FAMV 全开。无维护要求。

EICAS 状态信息

L STRUCT DCT LP 1　R STRUCT DCT LP 1　L STRUCT DCT LP 2
R STRUCT DCT LP 2　L DUCT LEAK LP 1　R DUCT LEAK LP 1
L DUCT LEAK LP 2　R DUCT LEAK LP 2　BODY DUCT LP 1
BODY DUCT LP 2　DUCK LEAK LP

挂牌

视情挂牌—“管道渗漏探测环路/测试失效”。

维护程序（M）

1.左或右环路失效：RB211 无要求。

2.测试功能失效：

A.单或双环路测试功能失效，每个飞行日都要验证探测系统工作正常。

1）找到探测环路。

a.通过左 ECS 舱，可找到左翼和机身环路。

b.通过右 ECS 舱，可找到右翼和机身环路。

2）用约 260℉（127℃）的热源对探测元件加温。

注：所用测试加热源的输出温度不能超过 450℉（232℃）。此温度限制是为了防止万一该区域有燃油蒸汽时发生火灾。

操作程序（O）

1.左或右环路失效，风扇空气调节活门固定在中间位置，APU 正常工作时：

A.受影响的发动机引气活门必须保持在关位，使用 APU 气源供给 ADP。

C. RB211：无性能影响。

2.左或右环路失效，风扇空气调节活门固定在中间位置，APU 不工作时：

A.受影响的发动机引气活门必须保持在关位，考虑 ADP 失效时的影响（参看 MEL 29-11-3 项）。

C.RB211：无性能影响。

3.左或右环路失效，（发动机引气电门关断-未采取维护措施），APU 正常工作时：

A.受影响的发动机引气活门必须保持在关位，使用 APU 气源供给 ADP。

D. RB211：无性能影响。

4.左或右环路失效，（发动机引气电门关断-未采取维护措施），APU 不工作时：

A.受影响的发动机引气活门必须保持在关位，考虑 ADP 失效时的影响（参看 MEL 29-11-3 项）。

D. RB211：无性能影响。

5.机身环路失效：

A.此时 ADP 不能工作，参看 MEL29-11-3 项的操作程序（O）考虑性能影响。

B.除发动机起动外，APU 不用作气源，但可以供电。

C.如果两套机身环路都失效，APU 引气空气活门关闭和中央引气隔离活门关闭，因此后货舱和散装货舱不能加温，运载活物和/或容易腐烂的货物就会受影响。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-20-1 发动机灭火瓶压力指示系统	C	2	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日按规定测试程序验证相应灭火瓶压力正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应灯处挂牌—“灯失效”。

维护程序（M）

注：有两种方法验证灭火瓶压力正常，步骤 1 是电检测法，步骤 2 是称重法。如果用电检测法验证通过，则可以放行飞机。如果电检测没有通过，则可能是压力电门失效。在灭火瓶压力通过称重法验证后，系统状态可被接受，放行飞机。如需要，可略过电检测法而直接完成灭火瓶称重程序。

1.检查灭火瓶压力正常和压力电门工作正常：

A.拆下灯电路已失效的灭火瓶压力电门上的电插头。

B.在灭火瓶插座插钉孔 1-3 之间接一欧姆表。

1）检查是否开路，若开路表示瓶内有压力。

2）按压并保持压力电门的人工超控按钮或逆时针转动压力电门上的六方键 1/4 圈，查看电路闭合。

3）松开超控按钮或六方键，此时电路应断开。

C.将电插头装回灭火瓶插座。

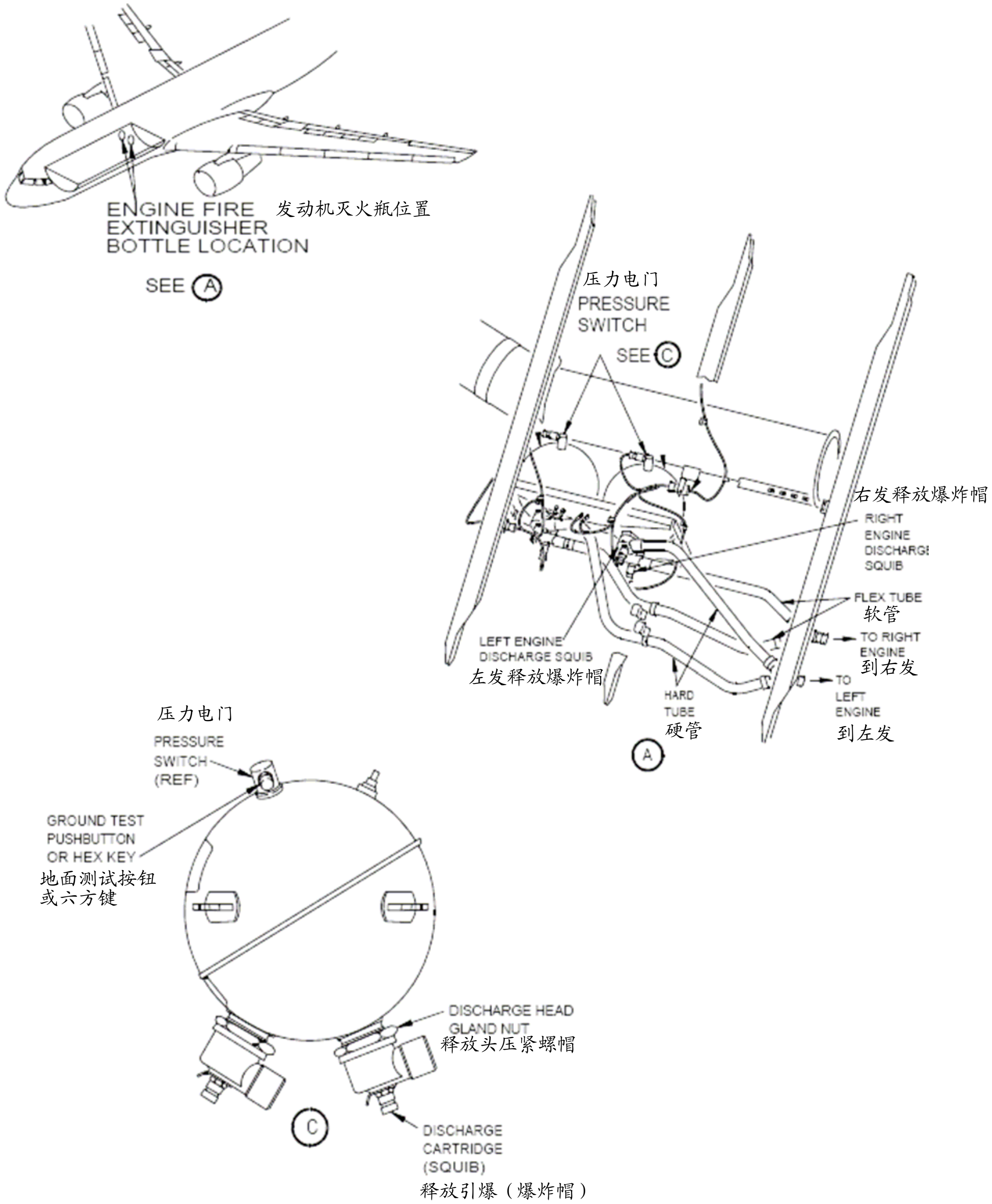
2.灭火瓶称重（选做）：

A.拆下发动机灭火瓶（参看 AMM 26-21-03）。

B.给灭火瓶称重，并与灭火瓶一侧标签上的重量对比（±0.1 磅）。

C.按维护手册的步骤，换上可用的灭火瓶。

D.加盖收藏相应灭火瓶的压力电门插头。



Engine Fire Extinguisher Bottle/Discharge Cartridge Installation

发动机灭火瓶/释放引爆装置的安装

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-20-2 灭火瓶爆炸帽测试系统	C	1	0	（M）允许失效或单独的测试功能失效，但要求每个飞行日验证与失效测试功能对应的每个爆炸帽线路工作正常。
1）APU 爆炸帽测试功能	C	1	0	允许失效，但要求 APU 被认为失效。
2）货舱爆炸帽测试功能	C	1	0	允许失效，但要求灭火系统被认为失效。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求确保相应货舱保持空载，或只装空的货物装载设备、压舱物（压舱物可以装在集装箱中）和/或调机套件。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在 P61 板测试电门处挂牌——“爆炸帽测试失效”。

维护程序（M）

注：测试每个测试按钮按下后没有绿灯显示的电路。

1.为了对 APU、发动机和下货舱爆炸帽电路进行测试，可制作一个爆炸帽测试灯，该灯带引线，可插到插座内，可用 P/N 为 116-565-1042-001 的灯泡（28V，40 毫安）及相应灯座。

警戒：爆炸帽的最大触发电流不超过 50 毫安。测试时限制人员接近灭火瓶。

2.验证爆炸帽电路工作正常：

A.APU 单瓶构型：

1）拆下 M32 爆炸帽测试控制板（P61 右侧板）。

2）在插头 D1928 的插钉 7（+28V 电源）和插钉 12（地线）之间接一个测试灯。

3）灯亮表示爆炸帽完好。

4）拆去测试灯，装回 M32 爆炸帽测试控制板。

B.发动机：

1）拆下 M32 爆炸帽测试控制板（P61 右侧板）。

2）1 号瓶、左爆炸帽：在插头 D1930 的插钉 8 和插钉 3 之间接一个测试灯。

3）1 号瓶、右爆炸帽：在插头 D1930 的插钉 9 和插钉 4 之间接一个测试灯。

4）2 号瓶、左爆炸帽：在插头 D1928 的插钉 8 和插钉 3 之间接一个测试灯。

5）2 号瓶、右爆炸帽：在插头 D1928 的插钉 9 和插钉 4 之间接一个测试灯。

注：插钉 3 和 4 连到 28 伏直流，插钉 8 和 9 连到爆炸帽地线。

6）灯亮表示爆炸帽完好。

7）拆去测试灯，装回 M32 爆炸帽测试控制板。

C.货舱：

1）拆下 M32 爆炸帽测试控制板（P61 右侧板）。

2）1 号瓶，前爆炸帽：在插头 D1930 的插钉 6 和插钉 10 之间接一个测试灯。

3）1 号瓶，后爆炸帽：在插头 D1930 的插钉 6 和插钉 11 之间接一个测试灯。

4）2 号瓶，前爆炸帽：在插头 D1928 的插钉 6 和插钉 10 之间接一个测试灯。

5）2 号瓶，后爆炸帽：在插头 D1928 的插钉 6 和插钉 11 之间接一个测试灯。

注：插钉 6 连到 28 伏直流，插钉 10 和 11 连到爆炸帽地线。

6）灯亮表示爆炸帽完好。

7）拆去测试灯，装回 M32 爆炸帽测试控制板。

<u>操作程序（O）</u>

确保相应货舱保持空载，或只装空的货物装载设备、压舱物（压舱物可以装在集装箱中）和/或调机套件。

备用程序：

飞行前，飞行机组必须向运行控制部门确认相关的货舱空载，或仅装载了空的货舱装载设备、压舱物（压舱物可装在集装箱中）和/或调机套件。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-22-1 APU 灭火瓶系统	C	1	0	除延程飞行外允许失效，但要求 APU 被认为失效。
	B	1	0	除超过 120 分钟的延程飞行外，允许失效，但要求 APU 被认为失效。
2）灭火瓶压力指示系统	C	2	1	
	C	2	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日按规定测试程序验证相应灭火瓶压力正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

验证灭火瓶压力正常：

注：有两种方法验证灭火瓶压力正常，步骤 1 是电检测法，步骤 2 是称重法。如果用电检测法验证通过，则可以放行飞机。如果电检测没有通过，则可能是压力电门失效。在灭火瓶压力通过称重法验证后，系统状态可被接受，放行飞机。如需要，可略过电检测法而直接完成灭火瓶称重程序。

1.检查灭火瓶压力正常和压力电门工作正常：

A.拆下灯电路已失效的灭火瓶压力电门上的电插头。

B.在灭火瓶插座插钉孔 1-3 之间接一欧姆表。

1）检查是否开路，若开路表示瓶内有压力。

2）按压并保持压力电门的人工超控按钮或逆时针转动压力电门上的六方键 1/4 圈，查看电路闭合。

3）松开超控按钮或六方键，此时电路应断开。

C. 将电插头装回灭火瓶插座。

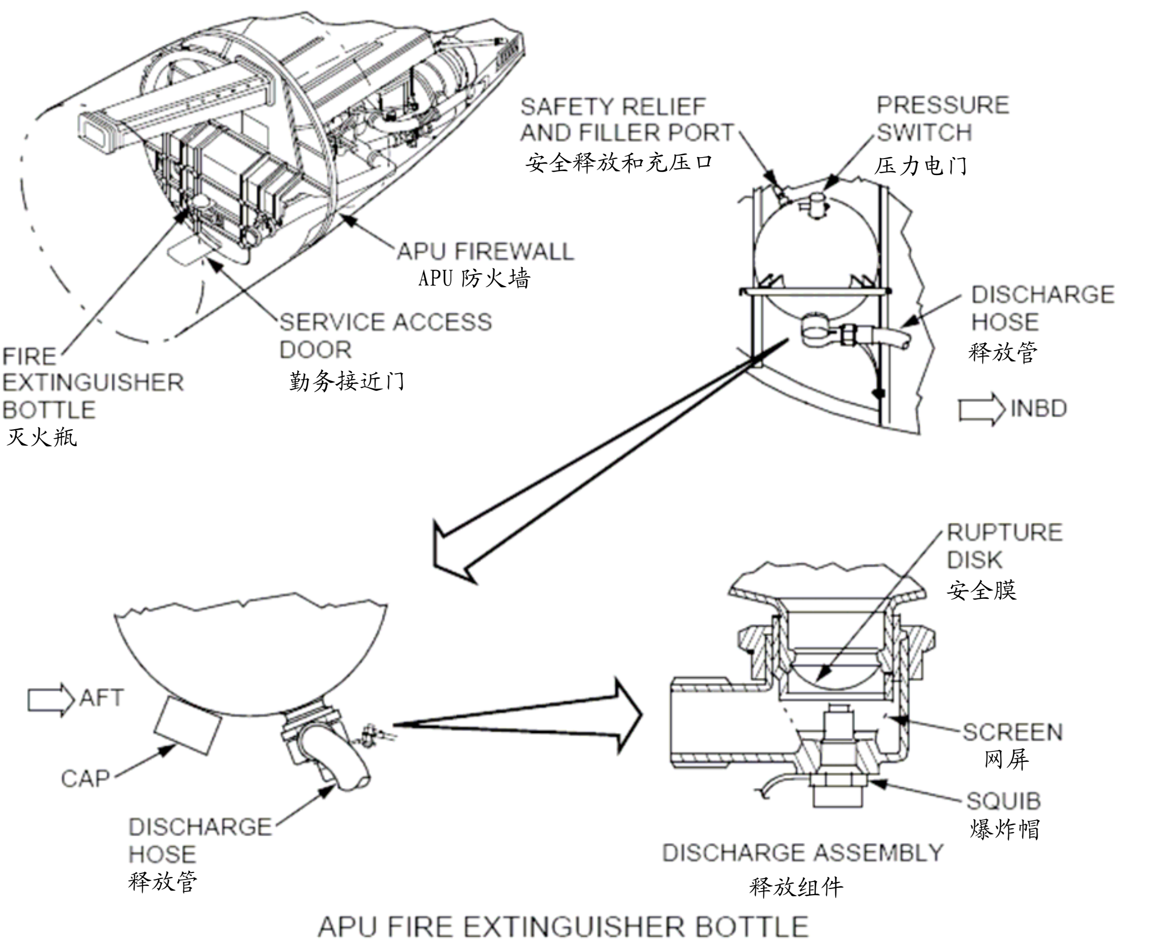
2.灭火瓶称重（选做）：

A.拆下 APU 灭火瓶（参看 AMM 26-22-02）。

B.给灭火瓶称重，并与灭火瓶一侧标签上的重量对比（±0.1 磅）。

C.按维护手册的步骤，换上可用的灭火瓶。

D.加盖收藏相应灭火瓶的压力电门插头。



APU FIRE EXTINGUISHER BOTTLE
APU 灭火瓶

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-23-1 货舱灭火瓶系统（定流量或不定流量）	C	1	0	（O）允许失效，但要求确保相应货舱保持空载，或只装空的货物装载设备、压舱物（压舱物可以装在集装箱中）和/或调机套件。
1）灭火瓶（双瓶系统）	C	2	1	（O）在货舱载货的情况下，允许 2 号或 2A 号灭火瓶失效，但要求： a）飞机增压飞行，且 b）提供一个表格以确定飞机必须到达合格机场的大概时间。
3）灭火瓶压力指示系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日按规定测试程序验证相应灭火瓶压力正常。
	C	1	0	允许失效，但要求相应的灭火瓶被认为失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.按下列步骤解除 2 号、2A 号灭火瓶的工作：

A.拔出相应的灭火瓶跳开关：CARGO FIRE EXTINGUISHING BTL 2、CARGO FIRE EXTINGUISHING BTL 2A，并挂“不要闭合”标牌。

B.从相应灭火瓶爆炸帽和压力电门上脱开电插头，加盖，收藏。

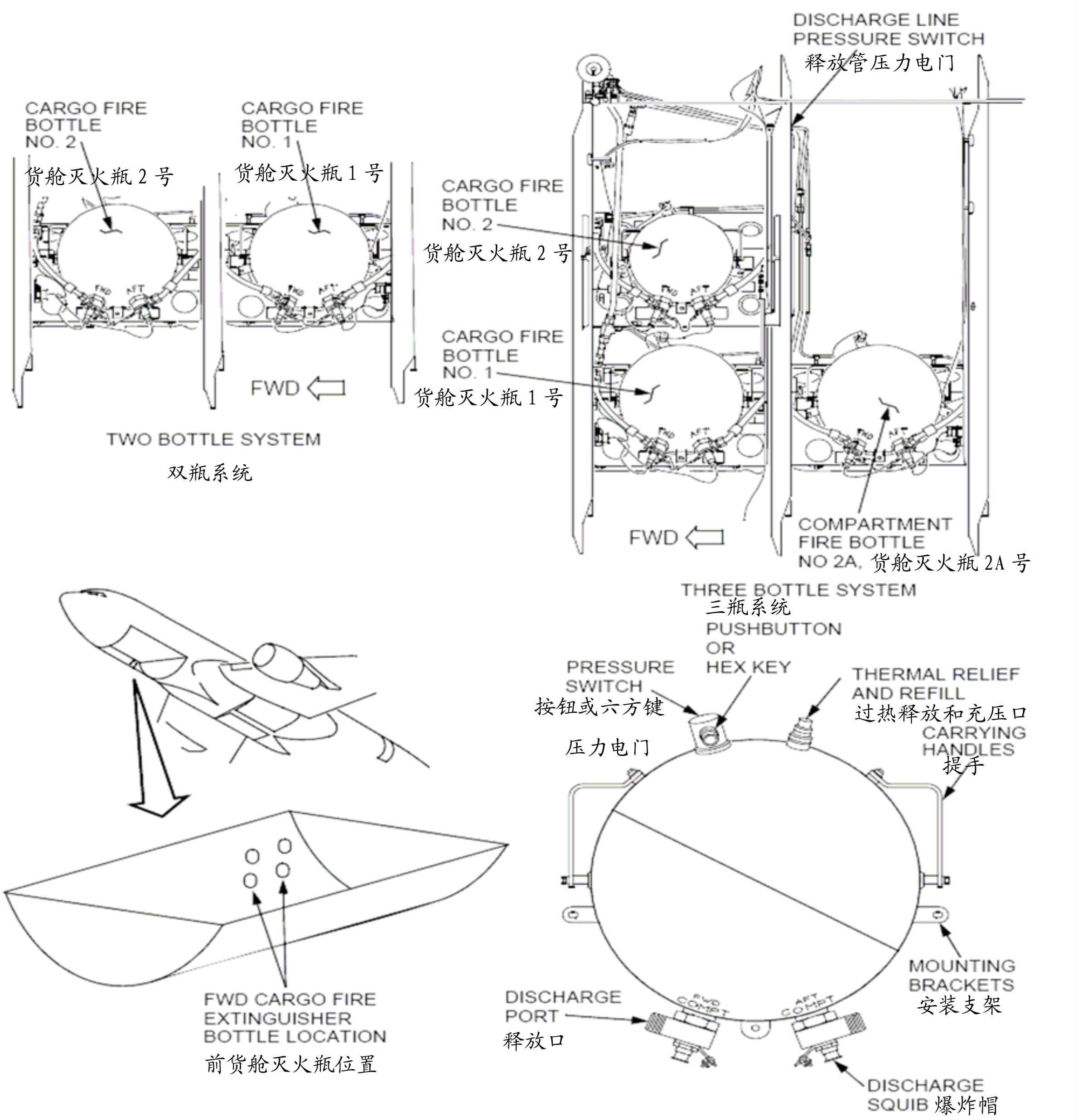
C.给爆炸帽加盖（保护盖连在活门上）。

D.从灭火瓶释放口处脱开释放管。
E.给灭火瓶释放口加盖。
F.取下“不要闭合”标牌，闭合相应的跳开关 CARGO FIRE EXTINGUISHING BTL 2、CARGO FIRE EXTINGUISHING BTL 2A。
G.对其余的货舱灭火瓶做爆炸帽测试：
1）提供电源（参看 AMM 24-22-00/201）。
2）按压并保持 P61 爆炸帽测试面板上的测试 1 电门。
a.确信爆炸帽测试面板上的其余货舱灭火瓶绿灯点亮。
b.确信爆炸帽测试面板上的货舱流量活门绿灯点亮。
3）松开测试 1 电门。
a.确信测试灯熄灭。
4）按压并保持 P61 爆炸帽测试面板上的测试 2 电门。
a.确信爆炸帽测试面板上的其余货舱灭火瓶绿灯点亮。
b.确信爆炸帽测试面板上的货舱流量活门绿灯点亮。
5）松开测试 2 电门。
a.确信测试灯熄灭。
6）如不需要，断开电源。

2.按以下步骤验证灭火瓶压力正常：
注：有两种方法验证灭火瓶压力正常，步骤 A 是电检测法，步骤 B 是称重法。如果用电检测法验证通过，则可以放行飞机。如果电检测没有通过，则可能是压力电门失效。在灭火瓶压力通过称重法验证后，系统状态可被接受，放行飞机。如需要，可略过电检测法而直接完成灭火瓶称重程序。
A.检查灭火瓶压力正常和压力电门工作正常：
注：只装有一个货舱灭火瓶释放电门的飞机，对两个货舱灭火瓶做以下工作。装有两个货舱灭火瓶释放电门的飞机，对压力指示系统失效的相应灭火瓶做以下工作。
1）拆下灯电路已失效的灭火瓶压力电门上的电插头。
2）在灭火瓶插座插钉孔 1-3 之间接一欧姆表。
a.检查是否开路，若开路表示瓶内有压力。
b.按压并保持压力电门的人工超控按钮或逆时针转动压力电门上的六方键 1/4 圈，查看电路闭合。
c.松开超控按钮或六方键，此时电路应断开。
3）将电插头装回灭火瓶插座。
B.灭火瓶称重（选做）：
1）拆下货舱灭火瓶（参看 AMM 26-23-02）。
2）给灭火瓶称重，并与灭火瓶一侧标签上的重量对比（±0.1 磅）。

3）按维护手册的步骤，换上可用的灭火瓶。

4）加盖收藏相应灭火瓶的压力电门插头。



CARGO FIRE EXTINGUISHER BOTTLE/DISCHARGE CARTRIDGE INSTALLATION (-200/-300)

货舱灭火瓶/释放引爆装置的安装

操作程序（O）

1. 要放行系统失效的飞机，确保相应货舱保持空载，或只装空的货物装载设备、压舱物（压舱物可以装在集装箱中）和/或调机套件。

2.要放行灭火瓶失效的飞机， 可使用下列数据作为 MEL 放行信息。

注 1：767 飞机有 12 种不同的货舱灭火瓶系统，下面的表格说明了各种系统如何

工作。“指定的名称”一栏确定了名称，它可能和“FAA 批准的保护时间”栏的实际取证时间限制不同，（参见 DDG 号 F）。“灭火瓶号”、“灭火瓶型号”和“释放方式”栏说明整个系统如何工作。最后一栏说明在某个灭火瓶失效时，从某一合适机场最多可飞多少分钟。（中国东方航空股份有限公司 767 飞机均为 90 分钟前货舱灭火抑制系统）。

注 3：“灭火瓶型号”一栏考虑了三种型号的灭火器。“无计量式”灭火瓶在灭火瓶一倒过来就通过一个打开的喷嘴喷出灭火剂。“颠倒式”（dump）灭火瓶与“无计量式”灭火瓶相同，但有一个喷射延迟时间。“定流量”灭火瓶通过定流量嘴保持一定量浓缩的灭火剂，以达到控制灭火的时间。

注 4：表中数据针对无前货舱空调系统的飞机，除非在“指定的名称”一栏中注明有前货舱空调系统。

B767-300/300ER							
DDG 号	指定的名称	FAA 批准的保护时间	系统类型	灭火瓶号	灭火瓶型号	释放方式	圆括号内为失效的灭火瓶号距合适机场的飞行时间（分钟）
F	60 分钟系统	90 分钟	定流量	1	80 磅“无计量式”	单电门释放	（1）—不放行
				2	33 磅“定流量”	第一个灭火瓶释放后延迟 30 分钟	（2）—30 分钟

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-26-1 手提式灭火瓶	D	6	5	允许超出放行数量以外的灭火瓶失效，但要求： a）失效灭火瓶从安装位置拆下，并标明失效，放在视线外的地方以免搞混，且 b）客舱内保证按要求数量配置灭火瓶。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护注意

1.将失效灭火瓶收藏在不会被错误使用的地方（可以放在一个袋子里），直到在下一个可维修基地将它从飞机上拿下。

2.确保客舱内按要求配置了灭火瓶。

注：必须根据飞机构形和座位数来决定飞机上灭火瓶的配置数目。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-26-2 厕所灭火系统	C	7	5	每个厕所的灭火系统允许失效，但要求厕所烟雾探测系统工作正常。
	C	7	5	（M）（O）每个厕所的灭火系统允许失效，但要求： a）厕所垃圾箱是空的， b）厕所门关闭锁上，并挂上“失效—请勿入内”标牌，且 c）厕所仅供机组使用。 注：上述条款不限制机组对厕所的检查和使用。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
1.检查厕所垃圾箱是空的。
2.对相应的厕所：
1）关上并锁好厕所门。
2）门上挂牌：“失效—请勿入内”。

操作程序（O）
如果厕所烟雾探测系统工作不正常，确信该厕所门关上并锁好，除机组使用、检查外不得入内。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
26-26-3 厕所烟雾探测系统	C	7	5	（M）（O）每个厕所的烟雾探测系统允许失效，但要求： a）厕所垃圾箱是空的， b）厕所门关闭锁上，并挂上“失效—请勿入内”标牌，且 c）厕所仅供机组使用。 注：上述条款不限制机组对厕所的检查和使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.检查厕所垃圾箱是空的。

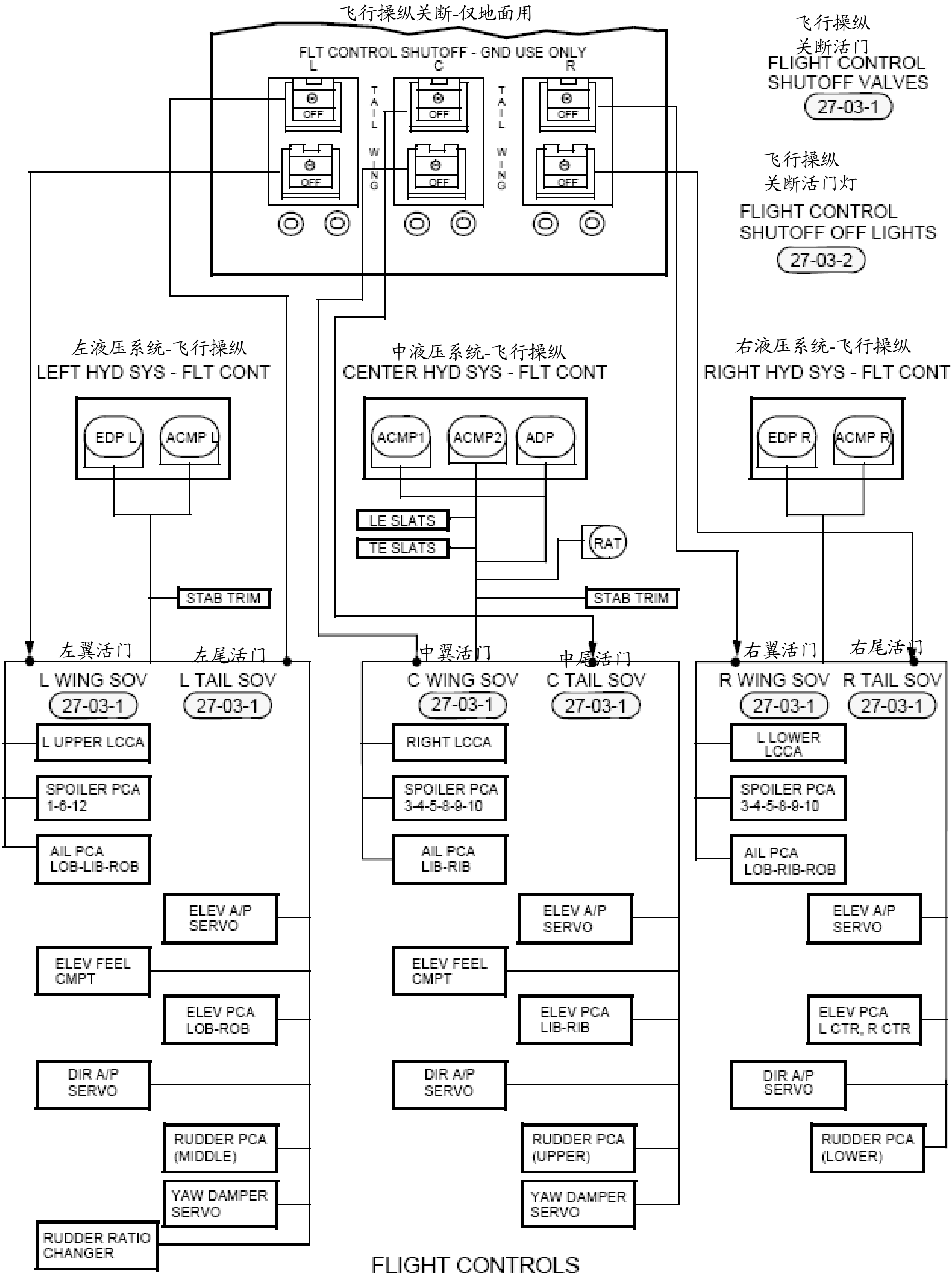
2.对相应的厕所：

A.关上并锁好厕所门。

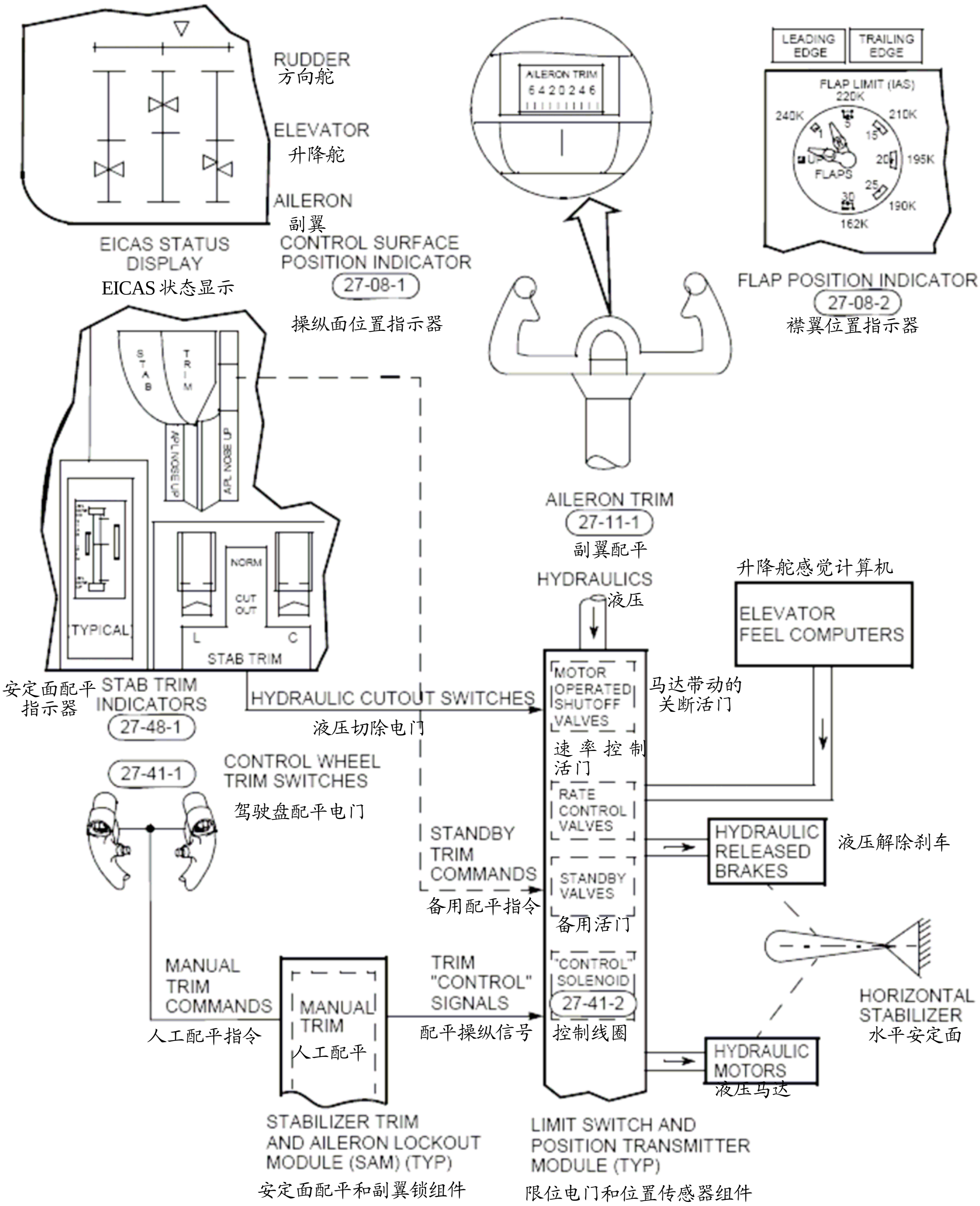
B.门上挂牌：“失效—请勿入内”。

操作程序（O）

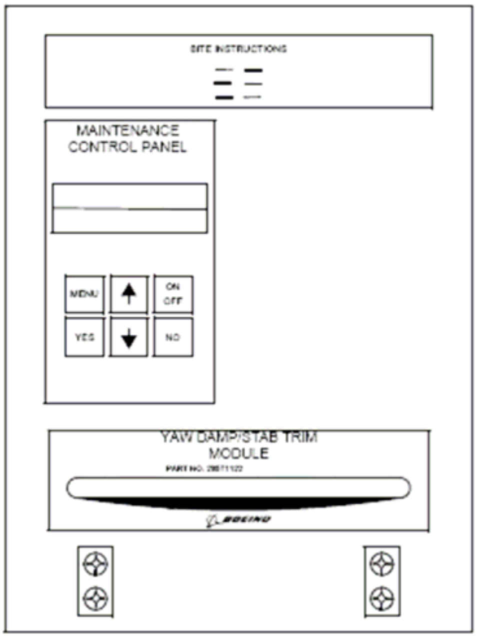
确信相应厕所门关上并锁好，除机组使用、检查外不得入内。



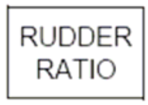
FLIGHT CONTROLS
飞行控制



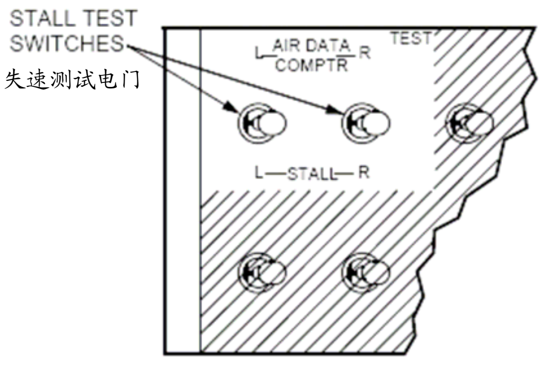
STABILIZER TRIM CONTROL SYSTEM
安定面配平控制系统



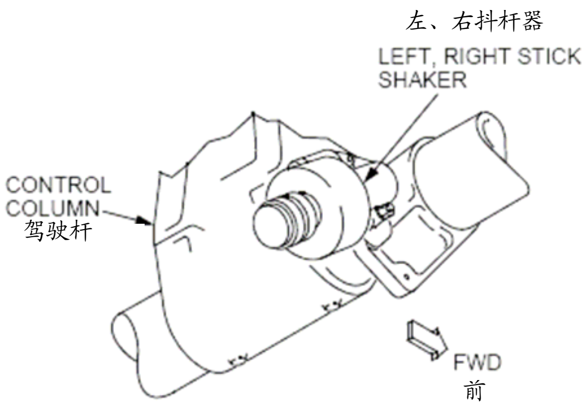
YAW DAMPER/STAB TRIM MODULE (YSM)
27-09-1
偏航阻尼器/安定面配平组件



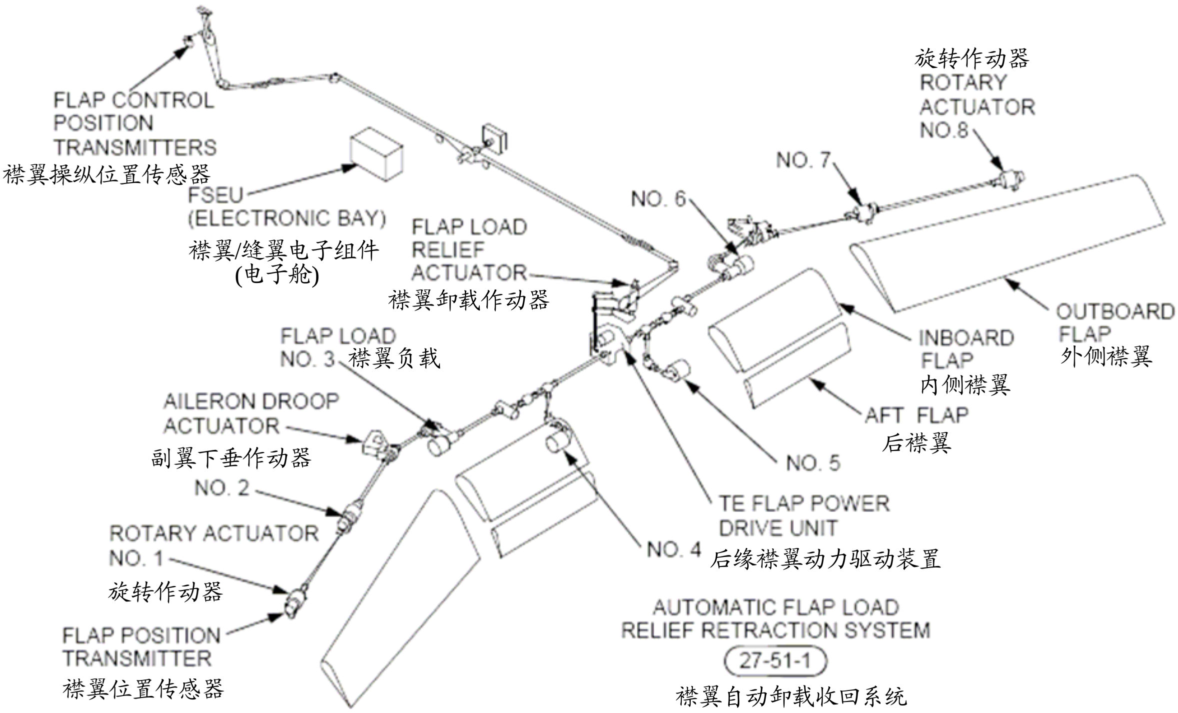
RUDDER RATIO LIGHT
27-21-1
方向舵比率灯



MISCELLANEOUS TEST PANEL
(-200/-300 SHOWN)
多项测试面板



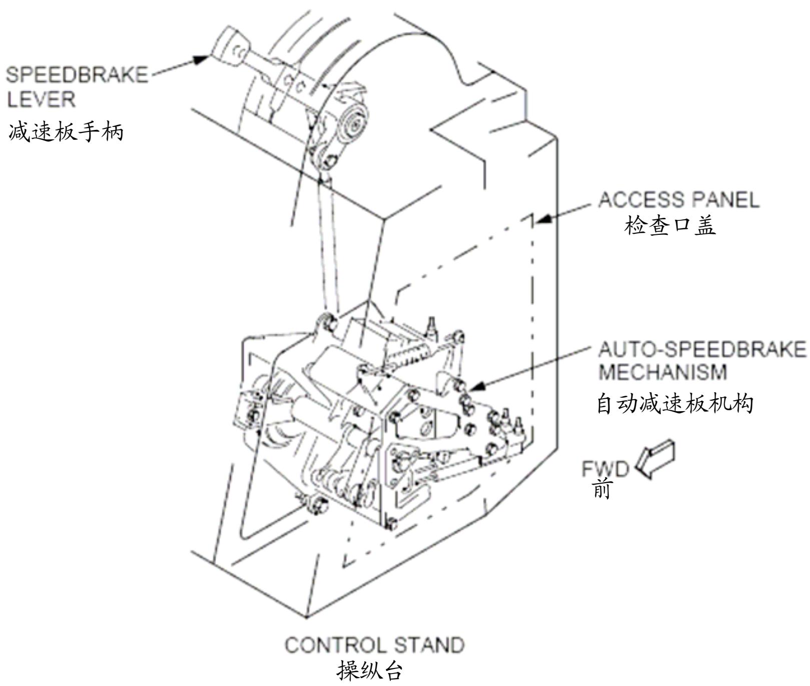
STALL WARNING TEST SYSTEM
27-32-1
失速警告测试系统

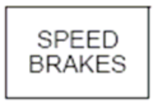


AUTOMATIC FLAP LOAD RELIEF RETRACTION SYSTEM

(27-51-1)

襟翼自动卸载收回系统





SPEEDBRAKE CAUTION INDICATION SYSTEM

(27-62-2)

减速板警戒灯系统

AUTO SPEEDBRAKE SYSTEM

(27-62-1)

自动减速板系统

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-03-1 飞行操纵关断活门	C	6	0	（M）允许失效在打开位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
警告：人员及设备不要接近各操纵面，以防伤人损物。
对有关液压系统加压，在移动相应驾驶盘的同时，观察 EICAS 上各飞行控制偏转量，以验证各活门均已打开。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-03-2 飞行操纵关断活门灯	C	6	0	（M）允许失效，但要求每次起飞前验证相应活门打开。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应灯处挂牌—“灯失效”。

维护程序（M）

对飞行操纵关断活门灯失效的飞机，放行前应有选择地检查飞行操纵面运动，以确定相应的飞行操纵关断活门处于开位。

警告：人员及设备不要接近各操纵面，以防伤人损物。

1.驾驶舱与地面观察员保持联系（同时观察 EICAS 操纵面指示情况 ）。

2.只给飞行操纵关断灯失效的液压系统加压。

3.相应的执行下面的程序：

失效灯	驾驶舱	地面观察
L TAIL（左尾翼）	驾驶杆全向后，然后全向前	两个升降舵先向上，然后向下
L WING （左翼）	驾驶盘全左	左副翼向上，右外副翼向下
C TAIL （中尾翼）	驾驶杆全向后，然后全向前	两个升降舵先向上，后向下
C WING （中翼）	驾驶盘全左	左内副翼向上，右内副翼向下
R TAIL （右尾翼）	驾驶杆全向后，然后全向前	两个升降舵先向上，然后向下
R WING（右翼）	驾驶盘全右	右副翼向上，左外副翼向下

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-08-1 操纵面位置指示系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求每次起飞前必须目视检查飞行操纵面。

注：此项目包含 EICAS 状态页面上的飞行操作显示。

EICAS 状态信息

无

挂牌

EICAS 显示附近视情挂牌。

维护程序（M）

目视检查相应操纵面的运动情况。

警告：人员及设备不要接近各操纵面，以防伤人损物。

1.驾驶舱与地面观察员保持联系。

2.给所有液压系统增压（发动机泵或电动泵工作）。

3.执行下面的程序：

驾驶舱	地面观察
驾驶盘全左	a.所有左翼扰流板伸出。 注：两块内侧扰流板伸出约 20º，4 块外侧扰流板伸出 45º 。 b.左副翼向上，右副翼向下。 注：内副翼上下偏转约 21º，而外副翼则向上偏转 30º，向下偏转 15º 。
驾驶盘全右	a.所有右翼扰流板伸出（同上）。 b.右副翼向上，左副翼向下（同上）。
驾驶杆先全向后，再全向前	两个升降舵先向上，后向下偏转。 注：升降舵向上偏转约 28º，向下偏转约 20º 。
方向舵脚蹬先全向左，后全向右	方向舵先左偏，后右偏。 注：方向舵左右偏转约 26º 。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-08-2 襟翼位置指示系统 1）位置指针	C	2	1	

EICAS 状态信息

无

挂牌

指示器附近视情挂牌—“左（右）襟翼位置指示失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-11-1 副翼配平系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）一部自动驾驶工作正常，且 b）验证副翼配平系统定中。

EICAS 状态信息

无

挂牌

副翼配平电门处挂牌—“副翼配平失效”。

维护程序（M）

警告：在接近横向感觉、定中和配平机构前必须正确安装门锁（参考 AMM 32-00-15），否则会伤害人员，损伤设备。

1.观察 EICAS 显示下方的副翼位置移动。

2.如果副翼配平系统定中，拔出并卡住 P11 板上的副翼配平跳开关 C1035，以防止系统运动。

3.如果副翼配平系统没有定中，按下列步骤安装仿制连杆：

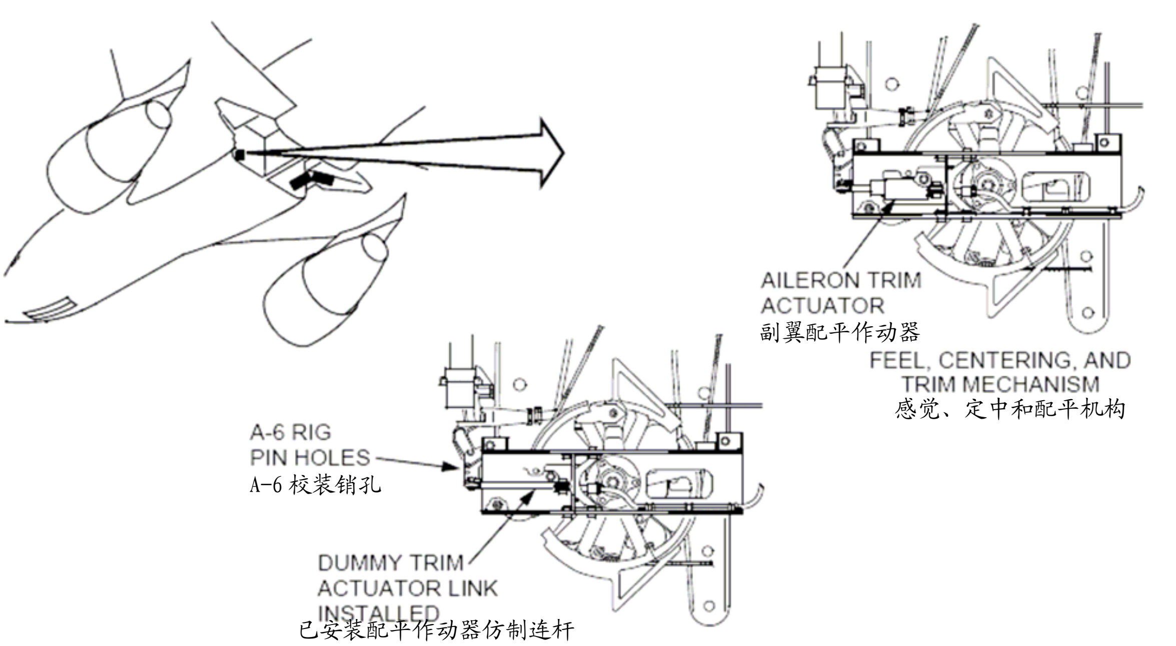
1）拆下副翼配平作动筒（参看 AMM27-11-09）。

2）盖住并固定好电插头。

3）对准校装销孔 A-6 并安装校装销。

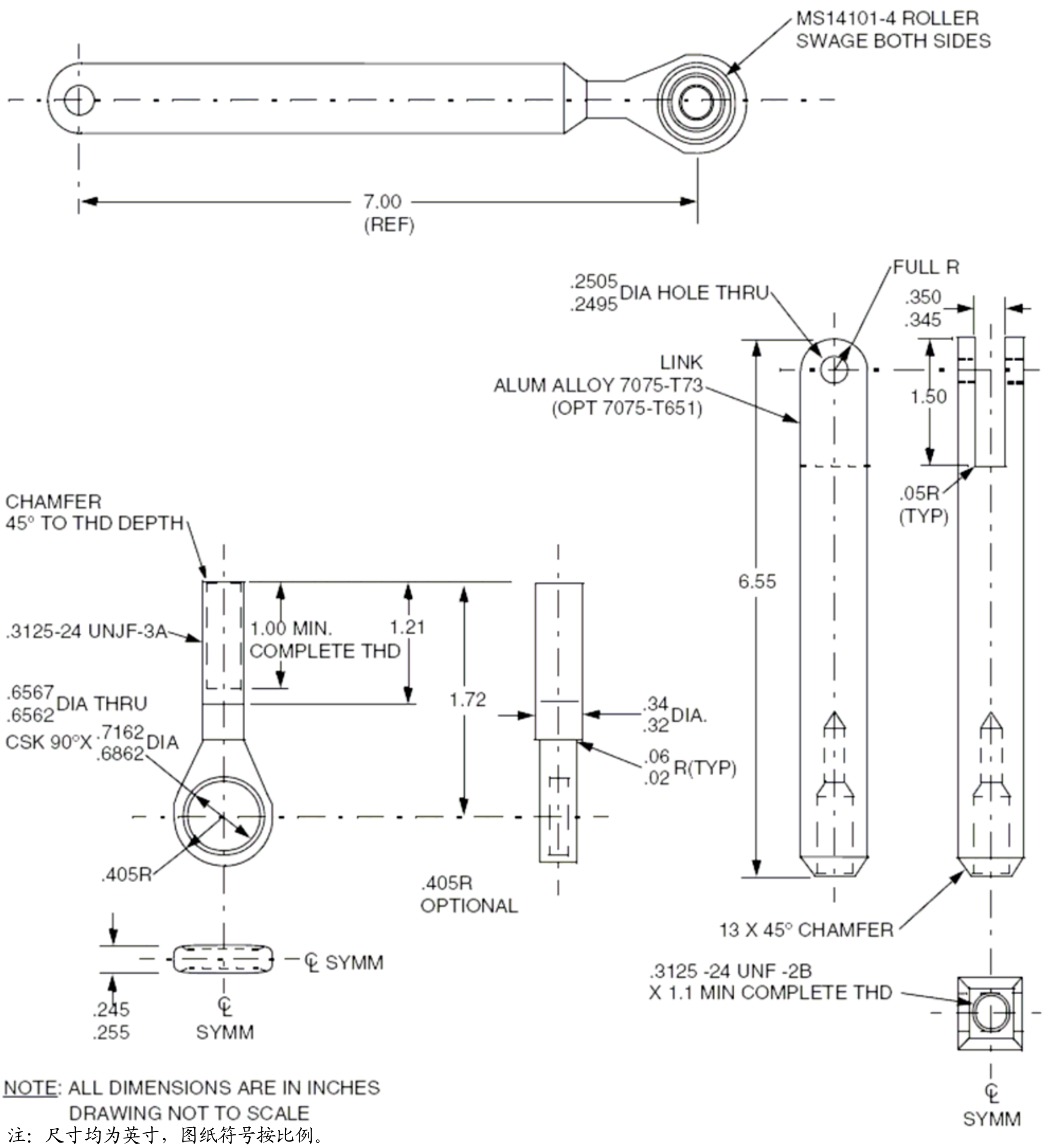
4）装上副翼配平作动筒仿制连杆 A27088-13 或等同件。

5）从校装孔 A-6 拆下校装销。



DUMMY TRIM ACTUATOR LINK INSTALLATION

配平作动器仿制连杆的安装



NOTE: ALL DIMENSIONS ARE IN INCHES
DRAWING NOT TO SCALE
注：尺寸均为英寸，图纸符号按比例。

AILERON TRIM ACTUATOR DUMMY LINK
PART NUMBER A27088-13

副翼配平作动器仿制连杆
件号 A27088-13

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-11-2 外侧副翼锁定系统	C	1	0	（M）（O）允许失效在开锁位置，但要求最大空速限制在 270 节指示空速或 0.73 马赫（取最小者）。
1）指示系统	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求每次飞行前验证副翼锁定系统工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在机长中央面板、靠近飞行操纵位置指示器处视情挂牌—“外侧副翼锁定失效”。

在左、右主飞行显示器附近视情挂牌—“不要超过 270 节指示空速或 0.73 马赫”。

维护程序（M）

外侧副翼锁定系统锁定失效

1. 拔出外侧副翼锁定跳开关。
2. 接近副翼锁定作动器。

   注：如已知是哪一个作动器失效，则只需脱开它的电插头，如不能确定哪一个作动器失效，则两个的电插头都要脱开。

3. 从副翼锁定作动器上断开相应电插头，并安全保存。
4. 闭合外侧副翼跳开关。

指示系统失效

1. 增压左、中、右液压系统。
2. 将 EICAS 选择到状态显示。
3. 全左或全右转动驾驶盘。
4.查看外侧副翼指示全运动。

5. 按压左或右大气数据计算机上的测试电门 2 至 3 秒。
6. 查看外侧副翼指示运动到中立位。
7.大约 35 秒后，查看外侧副翼指示又运动回到第 4 步的位置。

操作程序（O）

避免在超过最大襟翼伸出速度后使用较大的或突然的副翼操纵。经验表明这样可以防止产生过大的横滚。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-21-1 方向舵比率灯	C	1	0	（M）允许失效在 OFF 位，但要求： a）验证 EICAS 上的 RUDDER RATIO（方向舵比率）信息工作正常，且 b）两个控制通道都工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

验证 EICAS 上的 RUDDER RATIO 信息工作正常。参看 AMM27-21-00/501“方向舵和方向舵配平控制”工卡完成方向舵比例驾驶舱告示牌检查测试。注意，方向舵比率灯不一定要工作正常，但 EICAS 咨询级信息 RUDDER RATIO 必须工作正常。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-21-3 方向舵配平指示系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）方向舵配平作动器工作正常， b）方向舵操纵面位置指示系统工作正常，且 c）每次飞行前验证方向舵配平在中立位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

确信方向舵配平作动器工作正常：

1.提供电源（参看 AMM 24-22-00/201）和液压（参看 AMM 29-11-00/201）。

警告：确信人员和设备远离所有的飞行操纵面。

2.将 EICAS 选择到状态显示，以显示飞行操纵位置指示。

3.将方向舵配平控制转到 NOSE LEFT。

A.在机长和副驾驶位置，观察左方向舵脚蹬前移，右方向舵脚蹬后移。

B.同时观察 EICAS 上显示方向舵向左移动。

4.将方向舵配平控制转到 NOSE RIGHT。

A.在机长和副驾驶位置，观察左方向舵脚蹬后移，右方向舵脚蹬前移。

B.同时观察 EICAS 上显示方向舵向右移动。

每次飞行前，验证方向舵配平在中立位：

1.通过转动方向舵配平控制（视情转动，直到方向舵脚蹬平齐）使方向舵配平在中立位，且 EICAS 上显示方向舵在中立位。

2.恢复飞机到正常所需状态。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-32-1 失速警告测试系统	C	2	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日验证相应系统的工作情况。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“左（右）失速警告测试失效”。

维护程序（M）

对仅装有件号为 285T1104-××最新失速警告计算机的飞机：

在 P51 板警告电子组件自检装置上检查故障指示，如果显示有故障代码，进行适当的维护（参看 AMM 27-32-00）。在没有机上故障或接口异常的情况下，将显示机身构型代码和选装代码。如果失速警告测试失效，请接着进行下述 1-11 步。

对装有件号为 285T0033-××或 285T1104-××失速警告计算机的飞机：

1.将襟翼手柄置于零单位，检查后缘襟翼和前缘缝翼都全收起。

2.提供电源（参看 AMM 24-22-00）。

警告：人员和设备远离各操纵面，以防伤人损物。

3.向中系统增压（参看 AMM 29-11-00）。

4.将襟翼手柄置于 25 单位，检查襟翼和缝翼都伸出。

5.检查左和右迎角探测器叶片和地面平行。

6.用一气压向左上和右上全静压探头加压至 150 海里/小时（0.55PSI 调节气压）（参看 AMM 34-11-00）。

7.检查左失速警告系统工作：

A.拔出 P6 板上 L AOA PROBE HT 和 P11 板上空/地继电器系统 1 号跳开关。

B.检查左迎角探头叶片已冷至能用手摸，否则等至冷下来。

C.逆时针方向转动左迎角探头叶片（叶片后缘向上）大约 20°，检查左抖杆器开始工作。

D.将左迎角探头叶片转到原来位置，检查左抖杆器停止抖杆。
E.闭合 P6 板上 L AOA PROBE HT 和 P11 板上空/地继电器系统 1 号跳开关。

8. 检查右失速警告系统工作：
A.拔出 P6 板上 R AOA PROBE HT 和 P11 板上空/地继电器系统 2 号跳开关。
B.检查右迎角探头叶片冷到已能手摸，否则等至冷下来。
C.顺时针转动右迎角探头叶片（叶片后缘向上）约 20º，检查右抖杆器开始工作。
D.将右迎角探头叶片转到原来位置，检查右抖杆器停止抖杆。
E.闭合 P6 板上 R AOA PROBE HT 和 P11 板上空/地继电器系统 2 号跳开关。

9.将襟翼手柄置于收上卡档，检查襟翼和缝翼都收上。

10.检查推杆系统的工作：
A.拔出 P6 板上 L 和 R AOA PROBE HT 跳开关和 P11 板上空/地继电器系统 1 号和 2 号跳开关。
B.检查左和右迎角探头叶片已冷至能用手摸，否则等至冷下来。
C.逆时针方向转动左迎角探头叶片、顺时针方向转动右迎角探头叶片（都是后缘向上）约 20º，且
1）检查两个驾驶杆前移并保持在前位，
2）两个抖杆器都工作。
D.将左（或右）迎角探头叶片转到原来位置，检查：
1）两个驾驶杆都返回原来的中立位置，
2）左（或右）抖杆器停止工作。
3）右（或左）抖杆器照常工作。
E.将另个一迎角探头叶片也转回到原来位置，检查抖杆器停止工作。
F.闭合 P6 板上 L 和 R AOA PROBE HT 跳开关和 P11 板上的空/地继电器系统 1 号和 2 号跳开关。

11.恢复飞机至正常状态。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-41-1 驾驶盘配平电门系统	B	2	1	（M）允许不操纵飞机的驾驶员一侧配平电门失效，但要求验证安定面配平系统工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.执行 MEL 27-41-2 项的维护程序（M），验证安定面配平系统工作正常。

2.验证另一个驾驶盘配平电门工作正常，每一方向至少工作 3 秒钟，观察安定面相应的运动。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-41-2 水平安定面主配平通道	C	2	1	（M）（O）允许一个通道失效，但要求： a）水平安定面配平能用安定面配平手柄（备用安定面配平电门）正常操作， b）最低进近标准不需要三套自动驾驶都工作，且 c）在通电位置，预位活门或控制活门不能失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

注：MEL 此条目放行是针对一个主配平通道中的某些故障而言。主配平通道包括驾驶盘安定面配平电门和通到相应的左/右 SAMS 组件（安定面配平和副翼锁定组件）和 STCMS 组件（安定面配平控制组件）的导线。安定面配平灯取决于故障，也可能不亮。当它不能明确具体故障时，允许少于从驾驶盘电门得到的全速率配平放行，只要按程序证实了从备用配平系统能得到全速率配平。

1.接通电源（参看 AMM24-22-00）。

2.给中和左液压系统增压（参看 AMM29-11-00）。

警告：人员和设备不要接近各操纵面，以防伤人损物。

3.用备用配平电门检查水平安定面工作正常：

A.检查 P11 板上 LEFT 和 CENTER STAB TRIM SHUTOFF VALVE 跳开关已闭合。

B.将操纵台上的左安定面配平关断活门电门放在 NORM 位，中央安定面配平

关断活门电门放在 CUTOUT 位。

1）将机长或副驾驶驾驶盘上的安定面配平控制电门上、下扳动。如果安定面不向指令方向运动，则表明左安定面配平控制组件（M211）的预位活门或控制活门失效。

2）将操纵台上的两个备用配平电门都扳到最前和最后位置，检查安定面前缘向上和向下偏转。

C.将左安定面配平关断活门电门放在 CUTOUT 位，中央安定面配平关断活门电门放在 NORM 位。

1）将机长或副驾驶驾驶盘上的安定面配平控制电门上、下扳动。若安定面不向指令方向运动，则表明右安定面配平控制组件（M212）的预位活门或控制活门失效。

2）将操纵台上的两个备用配平电门都扳到最前和最后位置，检查安定面前缘向上和向下偏转。

D.将左安定面配平关断活门电门放在 NORM（正常）位置。

4.检查没有预位活门或控制活门失效在通电位置。

A.将左和中安定面配平关断活门置于 NORM（正常）位。

B.扳动操纵台上的左安定面备用配平电门到飞机机头向上方向和飞机机头向下方向，查看安定面没有移动。如果安定面移动，说明是预位活门或者控制活门失效在通电位置，修复前不能放行。

C.扳动操纵台上的右定定面备用配平电门到飞机机头向上方向和飞机机头向下方向，查看安定面没有移动。如果安定面移动，说明是预位活门或者控制活门失效在通电位置，修复前不能放行。

5.移去电源和液压源。

6.如果左安定面配平控制组件（M211）失效，在左自动驾驶通道上挂“失效”标牌。

7.如果右安定面配平控制组件（M212）失效，在右自动驾驶通道上挂“失效”标牌。

注：如果左或右安定面配平控制组件失效，并在相应自动驾驶上挂了“失效”标牌，就不需要完成自动驾驶失效（对应 MEL 22-10-1 项）时的维护程序步骤。对 22-10-1 项工作的考虑已在本项目备注或例外的 b）项中体现。

操作程序（O）

安定面配平灯可能会亮。如果该灯亮，用驾驶盘上的电门进行的配平将减为正常速率的一半。维护程序（M）证实可从备用配平系统得到全配平速率。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-48-1 安定面配平指示器	C	2	1	允许一个指示器失效，但要求看不到失效指示器的指示。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应指示器处挂牌—“安定面配平指示器失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-51-1 襟翼自动卸载收回系统（后缘）				
1）作动器杆端向下	C	1	0	（M）允许失效在正常位（作动筒伸出），但要求不使用 30 单位襟翼。 注: 襟翼 25 可以作为 AFM 限制的最大着陆重量襟翼。
2）作动器杆端向上	C	1	0	（M）（O）允许失效在正常位（作动器收上），但要求遵守襟翼 25 和襟翼 30 时的最大着陆重量限制。

EICAS 状态信息

无

挂牌

襟翼手柄附近挂牌—“襟翼自动卸载失效”。

视情挂牌—“不能使用 30 单位襟翼。

维护程序（M）

检查作动器位置：

1.在右轮舱找到襟翼自动卸载作动器。

2.检查作动器处于正常位置（见下页图示）。

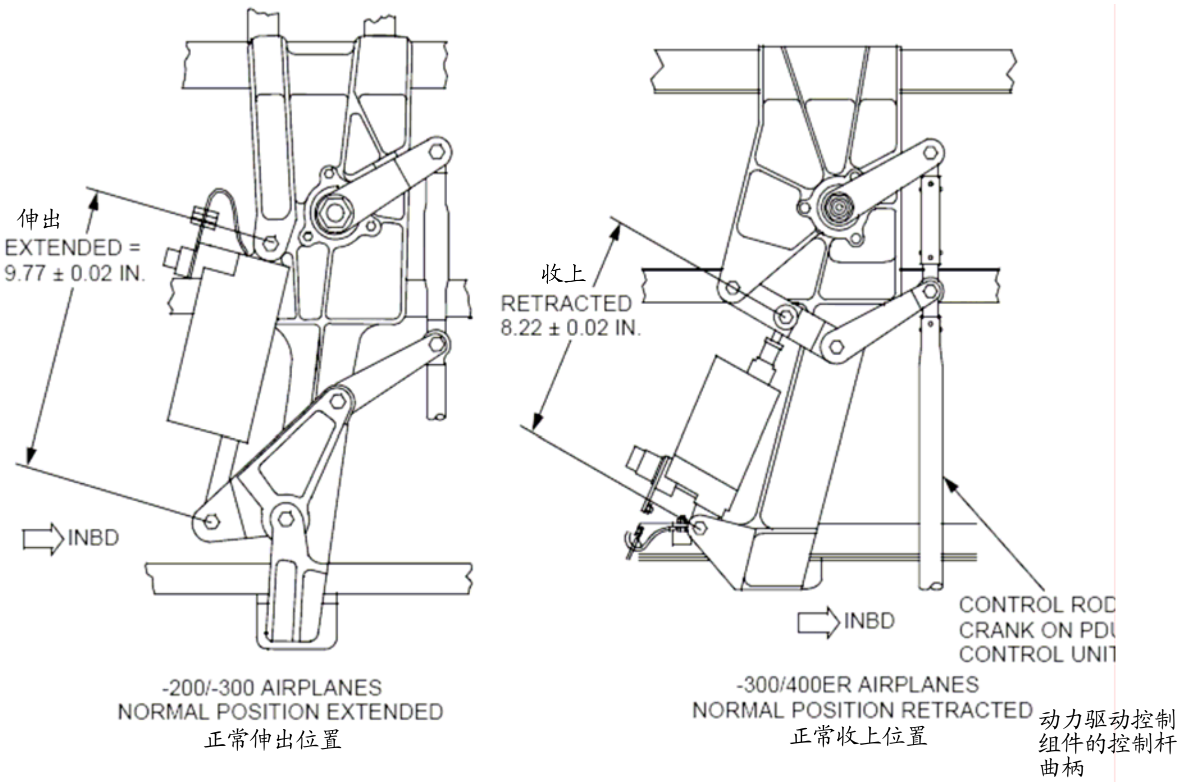
注：B767-300 飞机需确定安装的是哪一种作动器。子项 1）指的是一级作动器，子项 2）指的是两级作动器（低速着陆组件）。

3.如果需要的话，可以拆下襟翼卸载作动器，按下述步骤安装仿制连杆套件 P/NA27107-1：

A.加盖并固定好电插头。

B.按 AMM 27-51-30 拆下襟翼卸载作动器。

C.安装仿制连杆套件 P/NA27107-1。



ACTUATOR NORMAL POSITIONS
作动器正常位置

操作程序（O）

最大着陆重量必须等于或小于下表所列数值:

机型	襟翼 30 时的 最大着陆重量	襟翼 25 时的 最大着陆重量	襟翼 20 时的 最大着陆重量
767-200/200ER/-300 （作动器杆端向下）	不使用	参看 AFM	不适用
767-300/-300ER （作动器杆端向上）	236,600 磅 （107,320 公斤）	257,400 磅 （116,760 公斤）	不适用

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-62-1 自动减速板系统	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求系统被解除工作，且着陆需要用自动减速板时应遵守 AFM 减载规定。

EICAS 状态信息

无

挂牌

自动减速板灯处挂牌—“自动减速板失效”。

减速板手柄附近挂牌—“自动减速板失效”。

维护程序（M）

1.拔出 P11 顶板上的 AUTO SPEED BRK 跳开关，并挂上“不要闭合”标牌。

2.顶板上的 AUTO SPDBRK（自动减速板）灯会亮——贴上胶布或取出灯泡。

3.通知飞行签派部门，允许着陆重量减少。

操作程序（O）

1.FAA 批准的飞机飞行手册（AFM），对使用自动减速板（着陆）时，跑道应有长度及其对飞行性能减载提供了有关依据。

2.着陆时用人工打开减速板。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-62-2 减速板警戒灯指示系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求飞行中无线电高度低于 800 英尺或着陆襟翼放下时，减速板手柄位置不超过 ARMED 位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
飞行中无线电高度低于 800 英尺或着陆襟翼放下时，减速板手柄位置不超过 ARMED 位。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
27-63-1 自动减速板、扰流板和安定面配平灯	C	3	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日验证相应的 EICAS 信息工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

信号板附近视情挂牌—“自动减速板灯失效”或“扰流板灯失效”或“安定面配平灯失效”。

维护程序（M）

自动减速板灯失效

1.拔出 P11 顶板上的 AUTO SPEEDBRK 跳开关，并挂“不要闭合”标牌。
2.确信上 EICAS 上显示 AUTO SPEEDBRAKE 咨询信息。
3.将 P9 板上的 EICAS 选择电门选到 L 位，并确信上 EICAS 上显示 AUTO SPEEDBRK 信息。
4.将 P9 板上的 EICAS 选择电门选到 R 位，并确信上 EICAS 上显示 AUTO SPEEDBRK 信息。
5.将 EICAS 选择电门放回 AUTO 位。
6.取下“不要闭合”标牌，闭合 AUTO SPEEDBRK 跳开关。
7.验证上 EICAS 上不显示 AUTO SPEEDBRK 咨询信息。

扰流板灯失效

按 AMM 27-61-00 对扰流板/减速板控制系统进行操作测试，除 P5 板上的扰流板灯不亮外，其它的动作和指示与 AMM 上的一样。

安定面配平灯失效

1.提供电源（参看 AMM 24-22-00）。

警告：所有的人员和设备不能靠近操纵面、钢索和起落架区域，液压系统增压会移动操纵面、钢索及起落架舱门，会对人员和设备造成损伤。

2.对左、中液压系统供压（参看 AMM 29-11-00）。

3.验证下列跳开关闭合：

左安定面配平控制	L STAB TRIM CONT
右安定面配平控制	R STAB TRIM CONT
左安定面配平关断	L STAB TRIM SHUTOFF
右安定面配平关断	R STAB TRIM SHUTOFF
左安定面配平位置指示	L STAB TRIM POS IND
右安定面配平位置指示	R STAB TRIM POS IND
安定面配平备用（若安装）	STAB TRIM ALT

4.将安定面放在 4 到 14 单位之间位置。

5.将 P61 板上的左飞行控制关断电门和中飞行控制关断电门放在 ON 位。

6.将前电子板上的 EICAS 计算机选择器选到 L。

7.将 P10 板上的中央安定面配平电门放在 NORM 位。

8.将 P10 板上的左安定面配平电门放在 CUTOUT 位。

9.用拇指电门向低头方向配平安定面，并验证上 EICAS 上不显示 STAB TRIM 咨询信息。

10.将 P10 板上的左安定面配平电门放在 NORM 位。

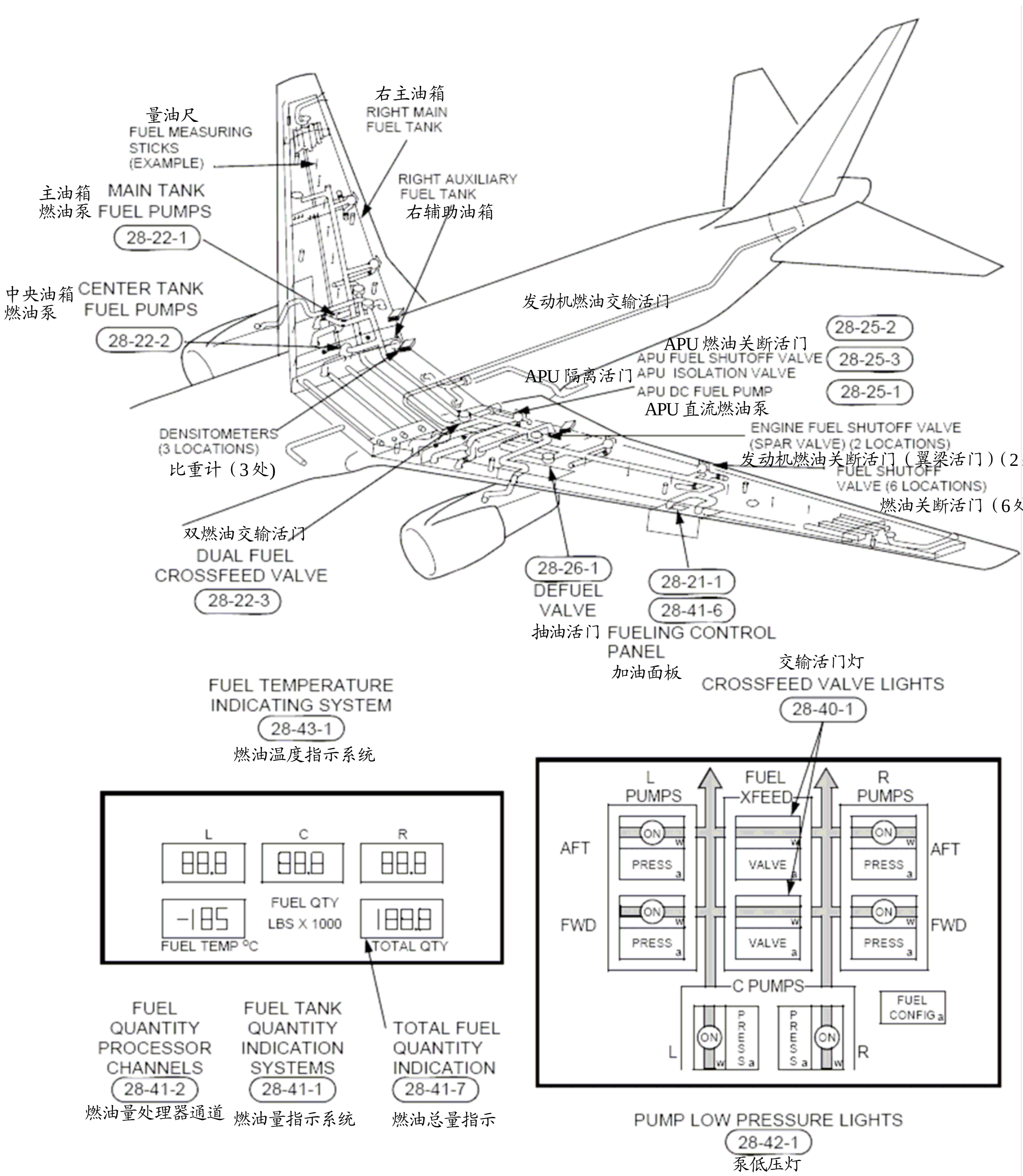
11.用拇指电门向低头方向配平安定面，并验证上 EICAS 上不显示 STAB TRIM 咨询信息。

12.将前电子板上的 EICAS 计算机选择器放在 AUTO 位。

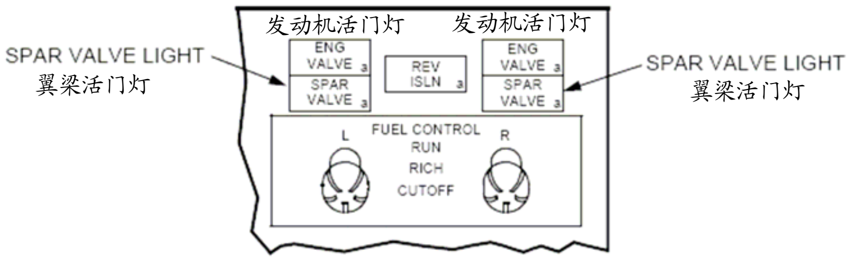
13.如不需要，断开液压源。

14.如不需要，断开电源。

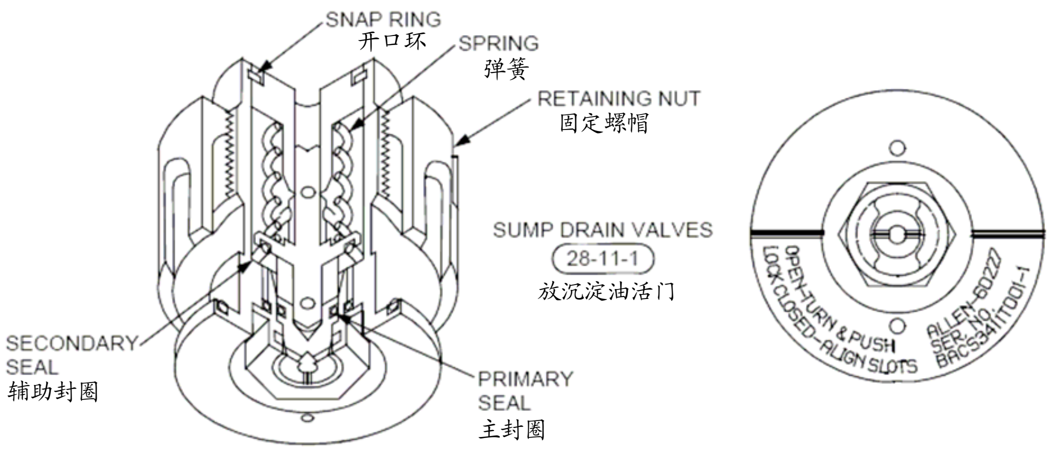
有意留空



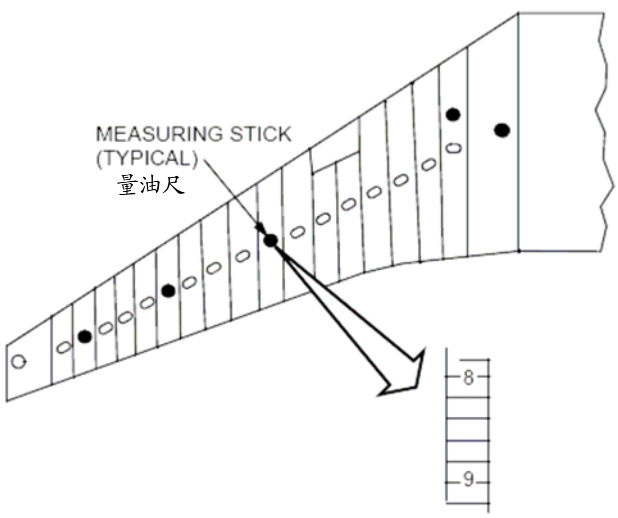
FUEL SYSTEM
燃油系统



SPAR VALVE (ENGINE FUEL CUTOFF) LIGHTS
28-40-2
翼梁活门灯（发动机燃油关断）



SUMP DRAIN VALVES
28-11-1
放沉淀油活门



FUEL QUANTITY MEASURING STICKS
28-44-1
燃油量油尺

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-11-1 放油（沉淀）活门	C	6	5	（M）允许一个在关闭位失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

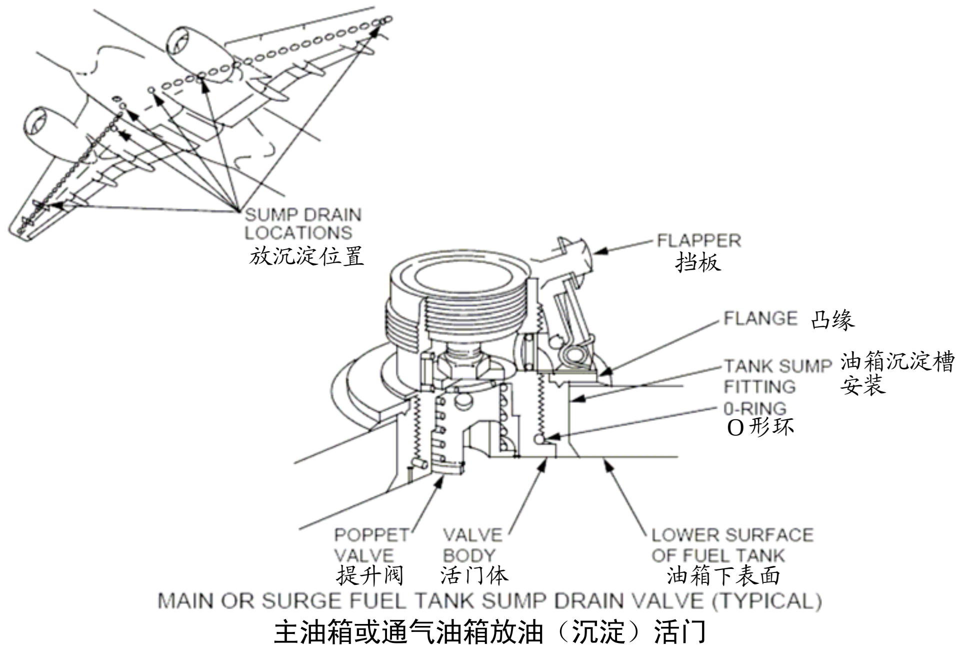
在飞行记录本上注明“放油（沉淀）活门失效”。

维护程序（M）

1.请看下面的放油（沉淀）活门位置及构造简图。

2.目视检查活门外部有无燃油渗漏迹象。如果有渗漏，确信渗漏速率在 AMM 28-11-00 中的允许限度内。

注：工作人员应在每次加油前后确信加油设备内无积存水汽。



MAIN OR SURGE FUEL TANK SUMP DRAIN VALVE (TYPICAL)
主油箱或通气油箱放油（沉淀）活门

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-21-1 压力加油系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
1）加油关断活门	C	6	0	（M）允许失效在关断位。
	C	6	0	（M）允许失效在打开位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在飞行记录本上注明“压力加油系统失效”。

在飞行记录本上注明“加油关断活门失效”。

维护程序（M）

注 1：可以使用任何工作正常的加油活门功能。

注 2：可以用过满复位电门超控自动过满系统来给飞机加油。

注 3：必须按照飞行手册的有关限制使用燃油。

压力加油系统失效：

1.压力加油系统失效：

A.使用压力加油系统中工作正常的个别部件。

B.如果整个系统都失效，则按照维护手册上的程序从机翼上面给飞机加油。

C.如果加油关断活门的自动功能失效，则按照维护手册的程序用同一活门的人工电动功能。

2.加油关断活门失效在关断位：

警戒：在转动人工超控旋钮前确信加油总管内无压力，否则会损伤活门或总管。

A.找到失效的加油关断活门。

B.拆下超控螺钉上的保险丝。
C.用超控螺钉（指旋螺丝），打开加油关断活门。
D.按照已有程序给飞机加油。
E.用超控螺钉，关闭加油关断活门。
F.给超控螺钉打上保险。

3.加油关断活门失效在打开位，不需特别维护。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-21-2 加油口盖	C	2	0	允许失效或缺失，但要求加油结束后无燃油渗漏。

EICAS 状态信息

无

挂牌

加油面板门内挂牌“加油口盖缺失”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-22-1 主油箱燃油泵	C	4	3	（M）（O）除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）解除失效泵的工作， b）两个主油箱的燃油量指示工作正常，且 c）在下列飞行状态下，泵失效油箱规定最低存油量： 起飞—10,000 磅（4,540 公斤） 着陆—5,000 磅（2,270 公斤）
1）左前泵的自动功能	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。

注：规定的最低油量是为了在起飞或着陆阶段预计的俯仰姿态下，始终有足够的燃油盖住工作的主油箱油泵进油口和旁通吸油口。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应电门处挂牌—“左（或右）前（或后）泵失效”。

维护程序（M）

1.将相应的燃油泵电门放在 OFF 位。

2.拔出并卡住 P6 板上相应的跳开关。

操作程序（O）

1.对失效的主油箱燃油泵：

A.保证起飞和着陆阶段有下表列出的最低油量。

飞行状态	装有拦油坝的油箱
起飞	10,000 磅（4,540 公斤）
着陆（飞行终点）	5,000 磅（2,270 公斤）

B.必须将着陆要求最低油量看作不可用的油量。

2.左前燃油泵自动功能失效：

A.在 APU 选择器上瞬时选择 START 位来起动 APU。

B.APU 一运转，AC 电源可用，就将左前燃油泵选择到 ON 位。

注：操作 APU 所需的燃油来自左主油箱。如果没有交流电源，则由一个直流燃油泵提供燃油。交流电源可用时，左前交流燃油泵无论在何位置，即得到信号起动。这就是允许失效的自动功能。

主油箱左前燃油泵自动功能失效时的备用程序：
起动 APU 建立 AC 电源后，人工将左前燃油泵选择到 ON 位。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-22-2 中央油箱燃油泵	C	2	1	（M）（O）在中央油箱已加油的情况下，允许一个泵失效，但要求： a)无论剩下的中央油箱燃油泵何时失效，主油箱存油足以能使飞机到达某一合适的目的地， b)零燃油重量的计算根据中央油箱的燃油重量来调整， c）已经考虑到了如果燃油不能使用时飞机的平衡问题， d）剩下的泵的低压灯工作正常， e）中央油箱油量表工作正常， f）起飞前，一个交输活门打开并保持在开位，直到中央油箱燃油泵选择到关位，且 g)相应的中央油箱燃油泵解除工作。
	C	2	0	（M）允许两个泵失效，但要求： a）中央油箱是空的， b)在每次加油前验证中央油箱是空的，且 c）受影响的中央油箱燃油泵解除工作。
	C	2	0	（M）允许两个泵都失效，但要求： a）中央油箱是空的， b）安装有中央油箱搜油系统（scavenge system）并工作正常，且 c）中央油箱燃油泵解除工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

中央油箱燃油泵电门处挂牌—“左（右）燃油泵失效”。

维护程序（M）

1.将失效燃油泵的电门放在 OFF 位。

2.拔出并卡住 P6 板上的相应跳开关。

视情选择下列步骤的任一个步骤，验证相应油箱的燃油量：

1.查看 P28 燃油控制面板上的油量指示器，如果其工作正常，驾驶舱油量指示器失效时可用来确定油箱的油量。如果工作不正常，挂牌标明失效，并通知加油人员，自动加油关断功能可能失效。

2.使用量油尺（参看燃油量油尺手册）确定相应油箱的油量。

注：燃油量油尺手册中有量油尺测量读数的说明和测量读数与飞机姿态的转换图表，以此能获得油箱油量。确信量油尺的测量单位及飞机构型重量单位与手册相符。

3.排空相应油箱，再通过加油车油量表指示加入已知所需油量，或者将油量表指示正常的油箱中的燃油转入该油箱。

4.当要飞航段不需另加油时，可由上次飞行结束时记录的 FMC 计算后的燃油量来确定飞机的总燃油量。受影响油箱的油量则由记录的 FMC 计算后的燃油量减去正常工作的指示器对应的油箱油量来确定。

操作程序（O）

如果要使用中央油箱燃油：

1.操作中央油箱燃油泵时，严格遵照 AD 2001-15-08 和操作手册通告的要求。操作手册通告包括波音对 AD 2001-15-08 的替代完成方法。

2.确信满足总重和燃油限制。

A.包含中央油箱燃油重量来调整飞机的零燃油重量，或者减去中央油箱燃油重量来调整最大零燃油重量。

3.燃油构型为所有正常工作的燃油增压泵在 ON 位，交输选择器在 OPEN 位，直到按照 AFM 燃油使用程序将中央油箱燃油泵放到 OFF 位。

4.当中央油箱燃油泵放 OFF 位时，将交输选择器放到 CLOSE 位。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-22-3 双燃油交输活门	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）失效活门固定在关闭位， b）剩下的活门工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.拔出并卡住 P11 板上失效的燃油交输活门跳开关。后燃油交输跳开关为 C1070，前燃油交输活门跳开关为 C1069，挂上“不要闭合”标牌。
2.接近失效的燃油交输活门作动器，在左轮舱后梁的后表面。
3.将失效活门人工超控手柄旋至关断位。
4.将失效活门的手柄保险在关断位。
5.拆下并加盖收藏电插头。
6.按需要安排人员在升降台上观察工作的交输活门。
7.提供电源。
8.在驾驶舱顶板的燃油控制面板上，将工作的交输活门电门先放在 ON 位（杠可见），然后放到 OFF 位。
9.在轮舱，观察活门作动人器工超控手柄从关位移至开位，然后又回到关位。
10.重复步骤 8、9 几次，以确保活门工作。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-22-4 中央油箱浮子操作关断活门	C	2	0	允许失效，但要求中央油箱是空的。

EICAS 状态信息
无

挂牌
中央油箱油量指示系统处挂牌—“中央油箱不能使用”。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-22-5 自动关断系统	C	2	0	（O）中央油箱有油的情况下，允许失效，但要求： a）中央油箱燃油泵低压灯工作正常， b）中央油箱油量指示工作正常， c）飞机做好初始滑行准备，若中央油箱油量低于 5,000 磅（2,300 公斤），起飞时燃油泵放在 OFF 位， d）若中央油箱有超过 1,000 磅（500 公斤）的油量，当飞机高度达到 10,000 英尺以上或俯仰姿态减少到加速爬升速度后，中央油箱燃油泵放在 ON 位， e）出现第一次燃油泵低压指示时，两个中央油箱燃油泵都放在 OFF 位， f）在爬升、巡航或下降过程中，当中央油箱的油量达到 1,000 磅（500 公斤）时，两个中央油箱燃油泵都放在 OFF 位， g）在巡航和仅需要消除燃油状态灯和 EICAS FUEL CONFIG 信息时，当中央油箱的油量达到 800 磅（400 公斤），两个中央油箱燃油泵都放在 OFF 位，且

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
				h）没有安装搜油系统（scavenge system）的飞机，中央油箱 1,000 磅（500 公斤）油量不能使用。
	C	2	0	允许失效，但要求相应中央油箱燃油泵被认为失效。
	C	2	0	允许失效，但要求中央油箱是空的。

EICAS 状态信息

无

挂牌

中央油箱燃油泵电门处视情挂牌—“左（右）自动关断失效”。

操作程序（O）

如果要使用中央油箱燃油：

1.确信与 AD 2001-15-08 的要求一致。

2.当中央油箱的油量超过 1,200 磅（600 公斤），中央油箱燃油泵电门在 OFF 位时，燃油状态灯会点亮。在起飞前或起飞过程中，中央油箱燃油量低于 5,000 磅（2,300 公斤）时，除非主油箱存在不平衡或任一主油箱的燃油量低，不要完成相关非正常程序。取消燃油状态灯后，如果发生一个主油箱不平衡或主油箱低燃油量，监控燃油油量指示，并完成相关非正常程序。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-25-1 APU（直流）燃油泵	C	1	0	（M）允许失效在解除工作位，但要求放行需要 APU 时，左油箱的两个增压泵都工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

拔出并卡住 P11 板上的相应跳开关。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-25-2 APU燃油关断活门	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）APU 被认为失效，且 b）活门固定在关断位置。

EICAS 状态信息

无

挂牌

APU 控制面板处挂牌——“APU 燃油活门失效”。

维护程序（M）

1.拔出并卡住 P6 板上的 APU FUEL VALVE 跳开关。
2.接近左翼后梁，站位 STA 250 处，找到关断活门作动器。
3.用人工超控手柄关闭活门。
4.用保险丝将人工超控手柄固定在关闭位置。
5.拆下并加盖收藏好电插头。
6.通知飞行签派部门，APU 失效。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-26-1 抽油活门	C	2	0	（M）允许在关闭位失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上写明—“抽油活门失效”。

维护程序（M）

1.拔出并卡住下列跳开关：

A.APU/外电源（P34）板上的 DEFUEL VALVES 跳开关。

B.主配电（P6）板上的 DEFUEL VALVES 跳开关。

2.解除襟翼和缝翼的工作：

A.释放右和中系统压力。

B.拔出主配电（P6）板上的 ALT FLAP PWR 跳开关，以解除襟翼的辅助电源，挂上“不要闭合”标牌。

3.接近相关的抽油活门：

A.左主油箱抽油活门，拆下后缘下盖板 551TB。

B.右主油箱抽油活门，拆下后缘下盖板 651TB。

C.中央辅助油箱抽油活门，从右主起落架舱门外侧进入后翼梁区域。

4.将活门人工超控手柄转到关闭位置。

5.拆下并加盖收藏好活门电插头。

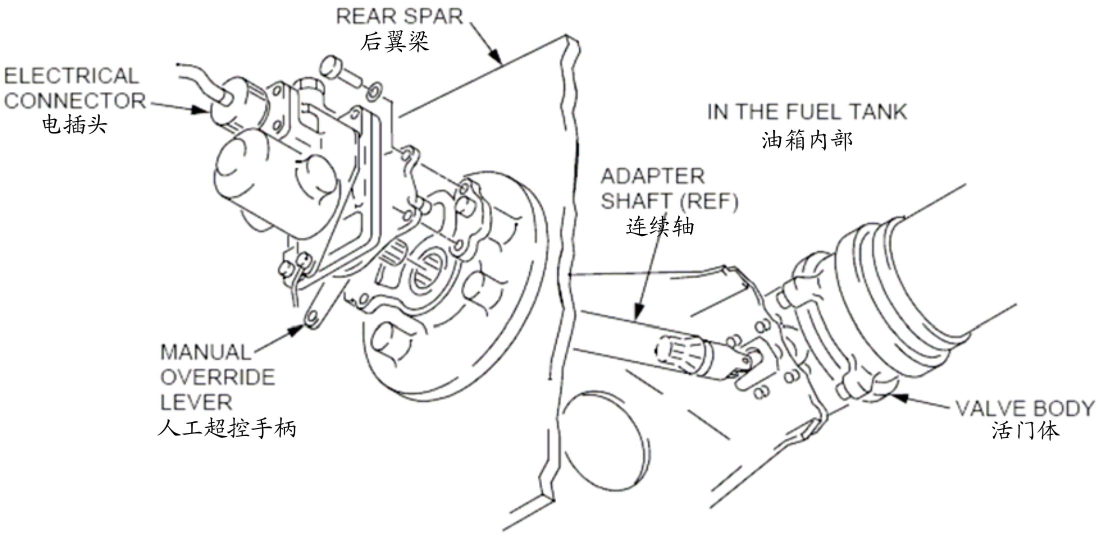
6.关上相应的后缘下盖板或右起落架舱门。

7.关上加油板盖板。

8.恢复襟翼和缝翼的工作：

A.给右和中液压系统增压。

B.取下“不要闭合”标牌，闭合 P6 板上的 ALT FLAP PWR 跳开关，以恢复襟翼的辅助电源。



DEFUEL VALVE INSTALLATION (TYPICAL)
抽油活门的安装

	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
项　　目				
28-40-1 交输活门灯 2）双活门	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）验证一个交输活门工作正常，且 b）两个主燃油量指示工作正常。
	C	2	0	（M）除延程飞行外，允许失效，但要求： a）验证两个交输活门工作正常，且 b）两个主燃油量指示工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应交输活门灯处挂牌—“交输活门灯失效”。

维护程序（M）

警告：在接近相应的交输活门之前必须先正确安装门锁。如果保险锁未装好，舱门的快速运动会伤人损物。

1.打开左主起落架舱门并安装舱门保险锁（参看 AMM 32-00-15）。

2.找到交输活门作动器。作动器位于左轮舱后梁的后平面上。在升降平台上安排一个观察员观察活门工作情况。

3.接通电源。

4.将驾驶舱 P5 顶板（3 人机组：P61 板）燃油控制面板上的交输活门电门先放在 ON 位（杠可见），再放到 OFF 位。

5.在轮舱内可看到活门作动器人工超控手柄从关闭位置移动到打开位置，然后又回到关闭位置。

6.重复步骤 4 和 5 数次，以确定活门工作。

7.按需拆去升降台和门锁，关上轮舱门。

修理时限		安装数量		
项　　目			放行数量	备注或例外
28-40-2 翼梁活门灯	C	2	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日验证翼梁活门工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
相应灯处挂牌—“翼梁活门灯失效”。

维护程序（M）
1.在不接近翼梁活门的情况下，验证翼梁活门的工作：
A.按标准程序起动受影响的发动机。
注：拔出燃油控制跳开关，发动机燃油活门作动器就不能工作，而翼梁活门作动器则不受影响。
B.拔出 P11 板相应的 FUEL CONT VALVE（L/R）跳开关。
C.将操纵台上的燃油控制电门放在 CUTOFF 位。
D.发动机停车，即表明翼梁活门工作正常（应在大约 40 秒停车）。
E.闭合 P11 板拔出的 FUEL CONT VALVE（L/R）跳开关。
2.在不起动发动机的情况下，验证翼梁活门的工作：
A.解除襟翼和缝翼的工作：
1）释放右、中液压系统压力。
2）拔出主配电板 P6 上的 ALT TE FLAPS 跳开关，以解除襟翼的辅助电源，挂上“不要闭合”标牌。
B.接近相关翼梁活门：
1）左发翼梁活门，打开左后缘下盖板 551TB（参看 AMM 6-44-00）。
2）右发翼梁活门，打开右后缘下盖板 651TB（参看 AMM 6-44-00）。
注：拔出燃油控制跳开关，发动机燃油活门作动器就不能工作，而翼梁*活门作动器则不受影响。
C. 拔出下列跳开关：

1）P11 板上相应的发动机 FUEL CONT VALVE（L/R）跳开关。

2）P11 板上相应的（L/R）ENG IGN 1/2 跳开关。

3）P11 板上 ENGINE STBY IGN 1/2 跳开关。

D.地面观察翼梁活门并做下列工作：

1）将燃油控制电门移到 RUN 位。

2）核实人工超控手柄移到打开位。

警戒：不要转动发动机火警手柄，否则会导致向发动机吊舱喷灭火剂。

3）拔出相应的火警手柄，再按回到原位。

4）核实活门作动器人工超控手柄从打开位到关闭然后又回打开位。

5）将燃油控制电门移到 CUTOFF 位。

6）核实人工超控手柄移到关闭位。

E.关闭相应的后缘下盖板。

F.恢复襟翼和副翼的工作：

1）向右和中液压系统增压。

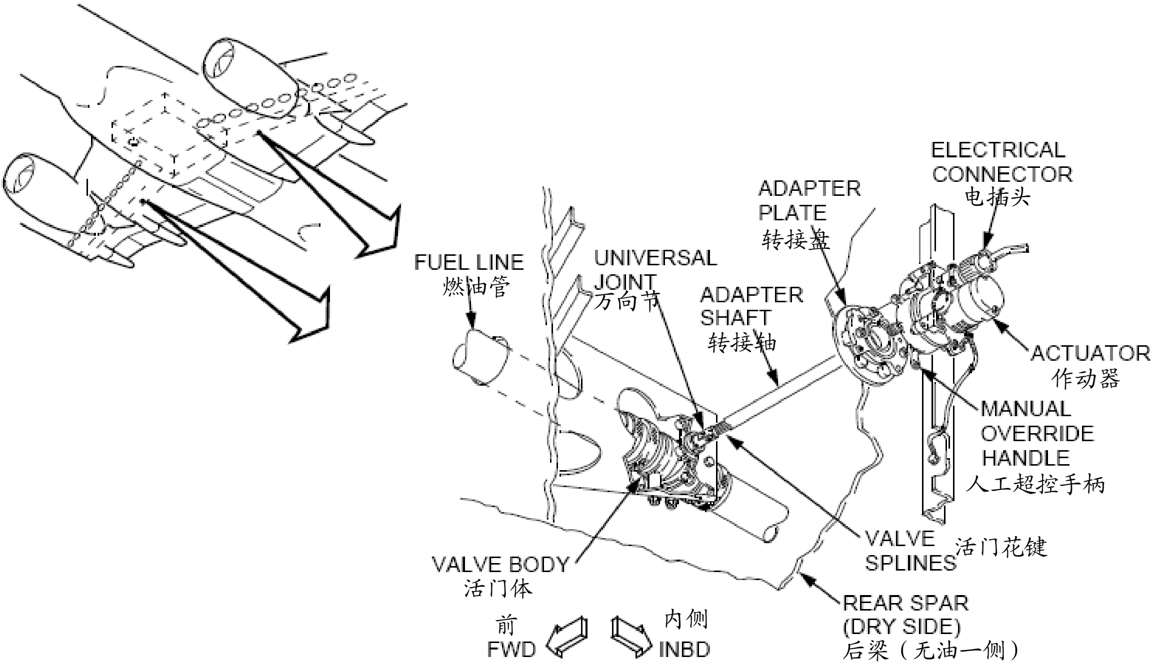
2）取下“不要闭合”标牌，闭合主配电板 P6 上的 ALT TE FLAPS 跳开关，以恢复襟翼的辅助电源。

G.闭合下列跳开关：

1）P11 板上相应的发动机 FUEL CONT VALVE（L/R）跳开关。

2）P11 板上相应的（L/R）ENG IGN 1/2 跳开关。

3）P11 板上 ENGINE STBY IGN 1/2 跳开关。



ENGINE FUEL SHUTOFF VALVE ADAPTER (SPAR VALVE)
发动机燃油关断活门转接（翼梁活门）

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-41-1 燃油量指示系统（驾驶舱） 1）主油箱指示器	C	2	1	（M）（O）除延程飞行外，允许一个指示失效，但要求： a）按备用方法确定相应油箱的燃油量， b）燃油流量指示工作正常， c）飞行管理计算机起始油量与已知总油量相符。 d）使用识别和含有空中发动机漏油的程序， e）所有主油箱的增压泵工作正常， f）相应油箱的燃油泵低压灯工作正常，且 g）中央油箱是空的。 注：横向不平衡的 FUEL CONFIG 咨询信息会被抑制。
2）中央油箱指示器	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）中央油箱是空的， b）装有中央油箱搜油系统（scavenge system）并工作正常，且 c）中央油箱燃油泵解除工作。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
3）中央油箱指示器	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）中央油箱是空的， b）装有中央油箱搜油系统（scavenge system）且工作正常，且 c）中央油箱燃油泵解除工作。
a）装有自动关断系统的飞机	C	1	0	（M）（O）除延程飞行外，允许失效，但要求： a）按备用方法确定相应油箱的燃油量， b）燃油流量指示工作正常， c）飞行管理计算机起始油量与已知总油量相符， d）两个主油箱指示器工作正常， e）使用识别和处理空中发动机漏油的程序， f）两个中央油箱的增压泵工作正常，且 g）中央油箱的燃油泵低压灯工作正常。
4）燃油比重计				
b）B.F.Goodrich（Simmonds）	C	3	0	

注 1：子项 4：以前燃油油量比重计会引起 1）驾驶舱燃油油量指示器空白和，2）驾驶舱燃油油量指示器摆动。

B.F.Googrich（Simmonds）的 FQIS 系统，若一个比重计失效，会使用 6.725 磅/加仑的标准比重。因此，FQIS 可以持续符合正确规格，而不受失效的比重计的影响。

注 2：MEL 的放行性在出现以下 FQIS 和失效设备的组合时可能会受到限制或不准放行。请参见各 MEL 项目。

FQIS 和 28-22-1	主油箱燃油泵	限制或不放行
FQIS 和 28-22-2	中央油箱燃油泵	限制或不放行
FQIS 和 28-22-5	自动关断系统	子项 3）a）不放行
FQIS 和 28-41-2	燃油量处理通道	不放行
FQIS 和 73-31-1	燃油流量指示	子项 1）不放行

EICAS 状态信息

FUEL QTY BITE

FUEL QTY IND

挂牌

燃油油量指示器处挂牌—“总油量失效”

燃油油量指示器处视情挂牌—“左（右）油箱 FQIS 失效”或“中央油箱 FQIS 失效”。

中央油箱燃油泵电门处视情挂牌—“中央油箱燃油泵解除工作”。

维护程序（M）

1.要解除中央油箱燃油泵，拔出并卡住中央油箱燃油泵跳开关。

2.用下列任一步骤来核实相关油箱的燃油量。

A.查看加油控制面板（P28、P41）上相应油箱的油量表，若工作正常，可以用来测定油量表失效油箱的油量。若工作不正常，挂“失效”牌，并告诉油料员，加油自动关断功能可能失效。

B.用量油尺（参看燃油量油尺手册 D345T0XX-X）测定相关油箱的燃油量。

注：燃油量油尺手册有量油尺测量读数的说明和测量读数与飞机姿态的转换图表，以此能获得油箱油量。

C.排空相应油箱，再通过加油车油量表指示加入已知所需油量，或者将油量表工作正常的油箱中的燃油转入该油箱。

D.当要飞航段不需另加油时，可由上次飞行结束时记录的 FMC 计算后的燃油量来确定飞机的总燃油量。受影响油箱的燃油量则由记录的 FMC 计算后的燃油量减去正常工作的指示器对应的油箱燃油量来确定。

注：当某一油箱的油量表失效时，总燃油量指示将变成空白（参见 MEL 28-41-7 项）。

操作程序（O）

翻看飞行记录本检查燃油流量指示工作正常。必须在 FMC 性能起始页上人工起始和计算总油量。机组应监控 FMC 上燃油耗量、FMC 上计算燃油量及正常油箱的燃油油量指示（FQIS）以确保燃油消耗是正常的。

1.飞行中，燃油交输活门关闭（下面另有说明的除外）。

2.将 FMC 计算燃油量与飞行计划中每一个航路点处剩余的燃油量相比较，用此方法可预测燃油的使用情况。

3.监控燃油使用中是否有任何不正常的减少和/或燃油不平衡。

4.存在下述中的一条或几条现象说明有漏油迹象：

A.燃油量以一个不正常的速率下降。

B.过大的燃油流量。

C.燃油不平衡—以大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更快速率增加的燃油不平衡可视为存在漏油。

注：当左或右 FQIS 失效时，燃油不平衡状态不会出现 FUEL CONFIG 咨询信息或灯。

D.过大的横向配平—在巡航状态下 4,000 磅（1,800 公斤）的不平衡，需要约一个单位的副翼移动来保持机翼水平。

E.目视检查（观察）吊架/发动机的无燃油喷溅。

F.发动机熄灭。

5.中央油箱有油时，当中央油箱油量耗尽时，核查飞机确实处于通过飞行计划预测出的飞行点上。

注：如果中央油处消耗超过预测工作点的燃油消耗，则应怀疑有燃油渗漏。

6.如果证实发动机存在漏油且条件许可，关掉相关的发动机以停止燃油继续渗漏。关车后，工作的发动机会使用所有剩余油量。

注：检查发动机燃油漏油的操作程序可参见 MEL 第 5 部分“杂项”的 5-28-1.0。

	修理时限	安装数量		
			放行数量	
项　　目				备注或例外
28-41-2 燃油量处理器通道 B.F.Goodrich （Simmonds） FQIS	B	2	1	（O）除延程飞行外，允许一个通道失效，但要求： a）驾驶舱所有燃油量指示器工作正常， b）燃油流量指示工作正常，且 c）FMC 累加油量与燃油量指示值一致。

EICAS 状态信息
FUEL QTY BITE
FUEL QTY CHANNEL

挂牌
燃油量指示器处挂牌—“处理器通道失效”。

操作程序（O）
1.每次起动发动机前，确信 FMC 性能起始页自动起始油量为已知总油量。否则，（比如显示空框），不要人工输入油量；放行前必须排除故障。
2.每次起动发动机前，确信 FMC 传感器状态第 1 页上的燃油流量系统输入信号有效（左和右 EICAS OK 或左和右 FUEL FLO OK）。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-41-6 燃油量指示（加油面板）	C	3	0	（M）允许失效，但要求建立并使用备用加油程序。

EICAS 状态信息

无

挂牌

加油面板指示器处视情挂牌—“右（左和/或中央）燃油油量失效”。

维护程序（M）

注：在外部加油设备加油量选择功能失效的情况下，自动关断或溢油保护功能可能失效。

1.加油时用驾驶员顶部仪表板上的油量表。

或

2. 用量油尺（参看燃油量油尺手册 D345T0XX-X）测定相关油箱的燃油量。

注：燃油量油尺手册有量油尺测量读数的说明和测量读数与飞机姿态的转换图表，以此能获得油箱油量。

或

3.采用输油法（油箱—油箱）：

警戒：当从一个油箱向另一个油箱输油时，应严格遵守油量限制值。

A.确信收油油箱（油量表工作正常的那些油箱）有足够容量来接受从油量表失效油箱输进的燃油。

B.为抽空左或右主油箱，打开被抽油箱的抽油活门。如果要抽空中央油箱，应打开左或右主油箱的抽油活门。

C.打开收油油箱的加油活门。

D.打开被抽油箱的增压泵。

E.油箱抽空后，使用供油油箱油量表或加油车上的油量表，输入所需燃油量。

F.按常规向其余油箱加进所需数量的燃油。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-41-7 燃油总量指示	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）飞行管理计算机起始油量与已知总油量相符， b）燃油流量指示工作正常，且 c）两台 FMC 都工作正常。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）主油箱油量指示器工作正常，且 b）中央油箱油量指示器被认为失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

燃油油量指示器挂牌—“总油量失效”。

操作程序（O）

1.发动机起动前，必须在 FMC 性能起始页上计算并人工设定燃油总量。

2.如果因某一油箱的油量指示故障而导致总油量指示失效，必须遵守 MEL 对此项目的限制条件。

3.每次起动发动机之前，确信 FMC 传感器状态第 1 页上的燃油流量系统输入信号有效（左和右 EICAS OK 或左和右 FUEL FLO OK）。

4.（选做）在每次发动机关车前，记录 FMC 计算总油量，若下一班飞行不需再加油，此值可用于确定燃油总量。

5.万一空中 FMC 计算的总油量失效，在此后的飞行中机组必须做好燃油记录。

注 1：燃油记录的起点应以燃油量指示系统失效前最后一个航路点的实到时间和进程第 1 页上显示的油量为基准。在某些失效方式，也可以进程第 2 页上的已耗油数据为基准。

注 2：可以用驾驶盘上副翼配平指示来判断是否存在燃油不平衡。在巡航状态，当不平衡达到 4,000 磅时，要求副翼移位约一个单位，以保持机翼水平。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-42-1 燃油泵低压灯	C	6	3	允许失效泵的灯失效。
	C	6	3	（M）允许失效，但要求每个飞行日验证相关的 EICAS 信息工作正常。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

燃油管理面板处视情挂牌—“左（右）前（后）低压灯失效”。

燃油管理面板处视情挂牌—“中左（右）低压灯失效”。

<u>维护程序（M）</u>

1.验证工作的主油箱燃油泵的相关 EICAS 信息工作正常：

A.关闭交输活门，关断所有燃油泵。

B.确信显示 L（R） FUEL SYS PRESS 警戒信息。

C.接通工作的主油箱燃油泵。

注：确信相应的油箱有足够的燃油，以淹没燃油泵的进口。

D.确信不显示 L（R） FUEL SYS PRESS 警戒信息。

E.对于工作的主油箱燃油泵，确信不显示下述相关的咨询信息：

L FWD FUEL PUMP　　R FWD FUEL PUMP

L AFT FUEL PUMP　　R AFT FUEL PUMP

注：失效泵的信息仍将显示。

F.打开交输活门。

G.逐一地，关掉失效灯对应的燃油泵。确信显示相关的咨询信息。

H.关断剩余工作的燃油泵，关闭交输活门。

2.验证工作的中央油箱燃油泵的相关 EICAS 信息工作正常：

A.关闭交输活门，关断所有燃油泵。

B.确信显示 L（R）FUEL SYS PRESS 警戒信息。

C.接通所有中央油箱和主油箱燃油泵。

注：确信相应的油箱有足够的燃油，以淹没燃油泵的进口。

D.确信不显示 L（R）FUEL SYS PRESS 警戒信息。

E.确信显示 CTR L（R）FUEL PUMP 咨询信息。

F.打开加油盖板。

G.对于工作的中央油箱燃油泵，确信不显示下述相关的咨询信息：

CTR L FUEL PUMP　　　　CTR R FUEL PUMP

H.关闭加油盖板，关断所有工作的燃油泵。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-43-1 燃油温度指示系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求大气全温（TAT）用作燃油温度指示。 注：当加进冲压温升系数时也可用大气静温（SAT）。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上写明—“燃油温度指示失效”。

操作程序（O）

大气全温用作燃油温度指示。

参看 MEL 34-13-7 项静/全温的转换。

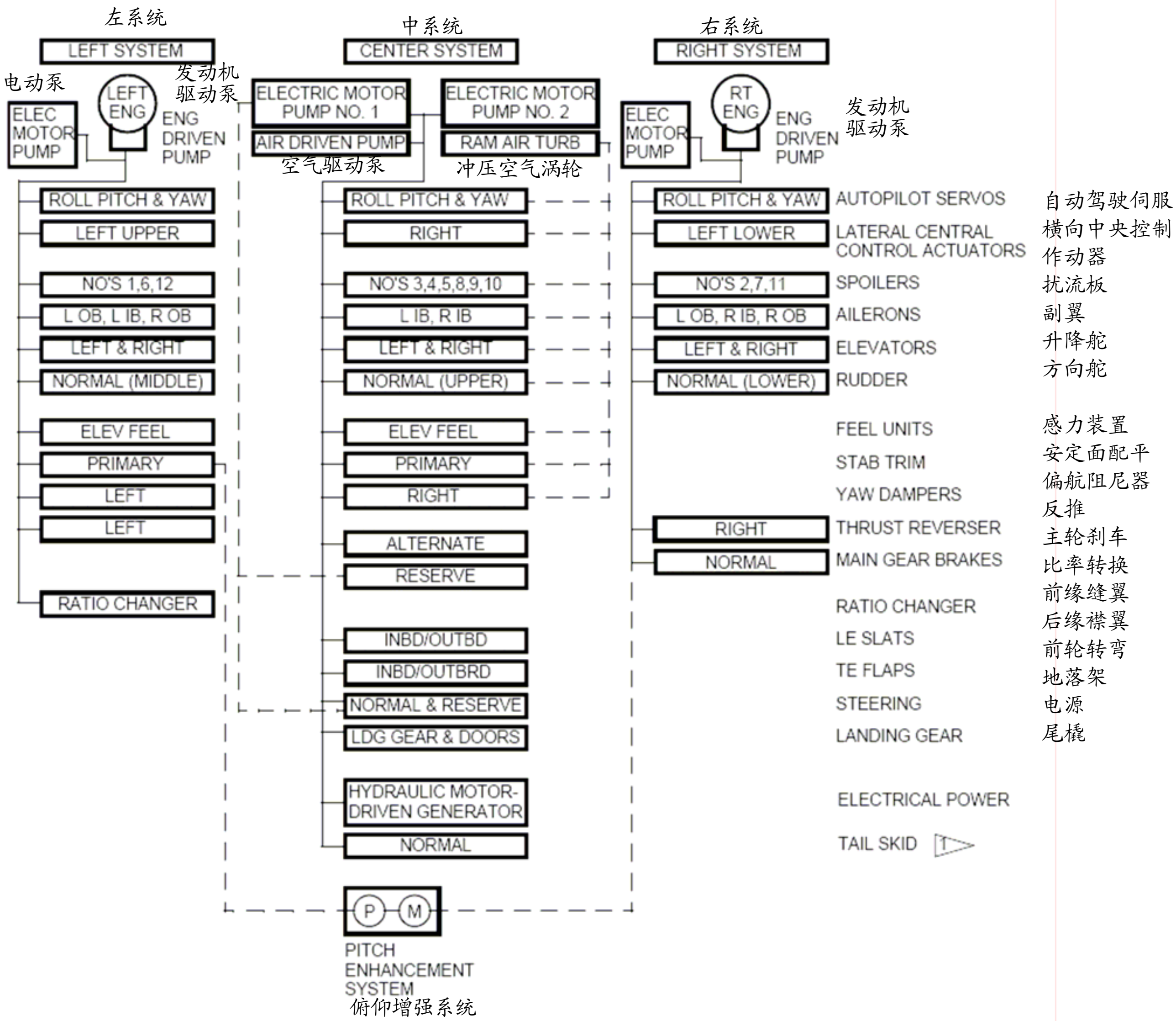
项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
28-44-1 量油尺	C	16	0	允许失效，但要求能通过其它经批准的方法测定燃油量。

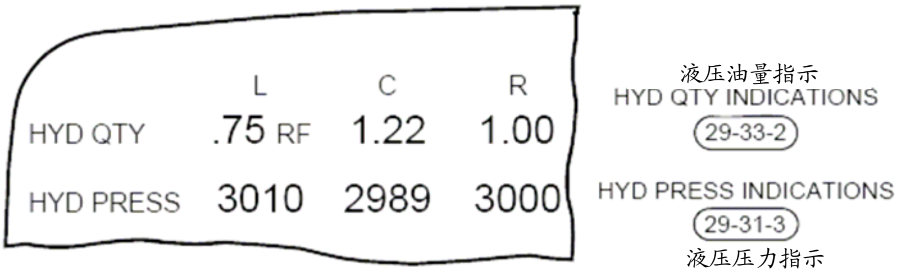
EICAS 状态信息
无

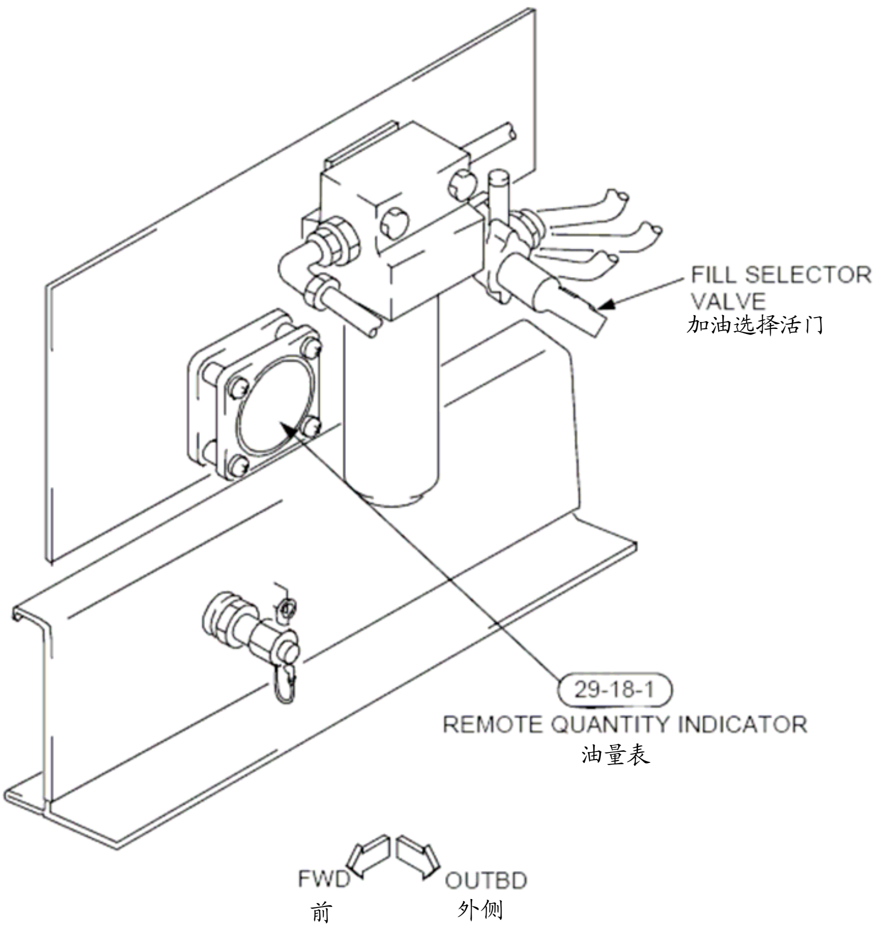
挂牌
视情挂牌。

有意留空

HYDRAULIC SYSTEM BLOCK DIAGRAM
液压系统框图




L
C
R
HYD QTY
.75 RF
1.22
1.00
HYD PRESS
3010
2989
3000
液压油量指示
HYD QTY INDICATIONS
29-33-2
HYD PRESS INDICATIONS
29-31-3
液压压力指示


FILL SELECTOR VALVE
加油选择活门
29-18-1
REMOTE QUANTITY INDICATOR
油量表
FWD
前
OUTBD
外侧

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-11-1 发动机驱动液压泵 1）释压功能	C	2	0	

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-11-2 中系统（电动）液压泵	C	2	1	仅允许 2 号泵失效，但要求空气驱动泵正常工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

液压控制面板处视情挂牌—“中央 2 电动液压泵失效”。

维护注意

若需要，可按下述步骤隔离失效的中央液压系统 2 号泵：

1.在排空液压油后， 在机匣放油口、压力和供油管口安装 MS 堵头。

2.在泵供油、机匣放油和压力接头处装上盖子。

3.加盖并收藏好机匣放油、压力和供油软管。

注：软管必须固定收藏，以防在飞行中磨损和/或过度振动。

4.拔出并卡住 P11 板上 11L24 HYDRAULIC ELEC PUMP CENTER 2 跳开关。

5.脱开，加盖并收藏好泵电插头。

注：电缆必须固定收藏，以防在飞行中磨损和/或过度振动。

6.向中央液压系统油箱加 50PSIG 压力。

7.检查机匣放油、压力和供油软管堵头处有无渗漏情况。外部渗漏不应超过 AMM 限制。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-11-3 空气驱动泵	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）两个中系统电动泵都工作正常，且 b）进行相应的性能调节。

EICAS 状态信息

无

挂牌

液压控制面板处视情挂牌—“空气驱动泵失效”。

维护程序（M）

1.完成以下地面检查工作：
A.插上前和主起落架地面锁销（AMM 32-00-20）。
B.用地面开门手柄打开主轮舱门，装上舱门锁（AMM 32-00-15）。
C.用一个电动泵向中系统增压。
D.将起落架手柄置于 UP（收上）位，需超控起落架手柄锁。
E.确定中系统压力至少为 2800PSI。
F.将起落架手柄返回到放下位。
注：若系统压力低于 2800PSI，不许放行飞机。
G.恢复飞机至所需形态。
2.验证 ADP 控制器在 OFF 位时，ADP 引气活门关闭：
A.将 ADP 选择器放在 OFF 位。
B.拔出并卡住 P11 板上的 11D31 HYDRAULIC AIR PUMP 跳开关。
C.增压中央气源系统。（AMM 36-00-00/201）
D.确信 ADP 的排气百叶窗无空气流出。
注：如果有空气流出，不许放行飞机。
3.若需要，失效的空气驱动泵可按下述步骤隔离：
A.脱开，加盖并收藏机匣放油软管。
注：软管必须固定收藏，以防在飞行中磨损和/或过度振动。
B.从泵上脱开供油软管。

C.加盖，并将供油软管与压力软管捆绑收藏，以防在飞行中磨损和/或过度振动。
D.在泵供油和机匣放油接头处加盖。
E.拔出并卡住 P11 板上 11D31 HYDRAULIC AIR PUMP 跳开关。
F.向中央液压系统油箱加 50PSIG 压力。
G.检查机匣放油、压力和供油软管堵头处有无渗漏情况。外部渗漏不应超过 AMM 限制。

操作程序（O）

注：在大需求工作期间，会显示 C HYD SYS PRESS 警戒信息和 C HYD SYS MAINT 状态信息。当双发动机运转时，如果中央液压系统压力低于 2800Psi 超过 60 秒，C HYD SYS MAINT 信息将要锁定。

1.如果起落架没有在监控电路的延迟时间内收/放，正常会出现起落架不一致信息。当空气驱动泵失效时，起落架收/放时间将是正常时间的 2.5 倍。超过延迟时间出现的起落架不一致信息要直到起落架全收起/全放出时才会消失。
2.襟翼收/放时间将增加 30％。
3.特殊越障起飞性能：
注：ADP 失效造成收起落架的时间增加，会降低飞行轨迹。在应用相应的小的起飞减重之前，保证在用下页表确定的越障飞行高度之上没有障碍。
A.如果在用下页表确定的越障飞行高度之上有障碍，性能限制减载 40,000 磅（18,143 公斤）。
B.如果在用下页表确定的故障飞行高度之上没有障碍，性能限制减载 700 磅（318 公斤）。

此表设定的参考零点在跑道的离地点处（无障碍跑道不用作起飞分析）。可以用飞机飞行手册来推算参考零点。

越障飞行	
	高于参考零点的高度（英尺）
从参考零点算起的水平距离（英尺）	RB211 发动机
0	0
5，000	22
6，500	29
7，000	32
8，000	37
10，000	50
20，000	195
30，000	340
40，000	484
50，000	630
60，000	775
66，000	854
以上	854

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-11-4 空气驱动泵控制器 1）自动（AUTO）功能	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）起飞和着陆时置于 ON（接通）位， b）OFF（关断）位工作正常，且 c）进行相应性能调节。
2）接通（ON）功能	C	1	0	允许失效，但要求空气驱动泵的 AUTO 和 OFF 功能正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

1.当自动功能失效时，在下列情况下应接通空气驱动泵：

A.在地面起飞之前。

B.飞行中，放襟翼之前。

2.将起飞和复飞爬高限制全重减低 3,600 磅（1,633 千克）。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-11-5 电动需求泵（交流马达泵 ACMP） 1）自动功能	B	2	1	允许失效，但要求： a）泵工作正常，且 b）相关泵选择在 ON 位并保持接通。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-18-1 油量指示器	C	1	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-31-1 液压系统低压灯 2）有 PTU 的飞机 a）左系统低压灯	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）相应泵的低压灯工作正常， b）验证相应的 HYD SYS PRESS EICAS 信息工作正常，且 c）PTU 系统的左低压信号导线已加盖收藏。
b）右系统低压灯	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）相应泵的低压灯工作正常，且 b）验证相应的 HYD SYS PRESS EICAS 显示工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

液压控制面板处视情挂牌—“左（中或右）系统压力灯失效”。

维护程序（M）

1.按下述步骤验证相应的 HYD SYS PRESS EICAS 显示工作正常：

注：使相应的 HYD SYS PRESS EICAS 显示出现和液压系统低压灯亮的是同一个压力电门。如果由于液压系统压力电门故障而导致灯失效，排除故障后才能放行飞机（参见 AMM 29-11-17、29-11-18、29-11-19）。按下述步骤验证压力电门工作正常：

A.关断所有液压泵。

B.验证 EICAS 上显示相应的 L （C or R） HYD SYS PRESS 警戒信息。

C.接通相应的交流马达泵。

D.验证 EICAS 上不显示相应的 L （C or R） HYD SYS PRESS 警戒信息。

2.按下述步骤断开 PTU（PES）系统左低压信号导线：

注：如果左和中液压失效，俯仰增强系统（PES）将使用动力转换装置（PTU）将右系统压力转换给安定面配平系统。

A.打开主设备舱门 119AL（参看 AMM 06-41-00/201）。

B.在杂项设备板 P37 上，断开来自接线板 192 上的接线柱 Z17 和导线 20C-20 的导线。

注：接线柱 Z17 在 TB192 上标记为 17。

C.加盖并收藏好从 TB192 上拆下的导线。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-31-2 泵低压指示系统				
1）左、中、右和空气驱动泵压力灯	C	7	4	（O）允许每个系统有一个灯失效，但要求： a）相应系统的低压灯工作正常，且 b）每次起飞前验证相应的泵工作正常。
2）发动机驱动泵指示系统	C	2	1	（O）允许一个失效，但要求： a）相应的需求泵 AUTO 功能被认为失效， b）相应系统的低压灯工作正常，且 c）每次起飞前验证相应的泵工作正常。
3）中系统 2 号电动泵指示系统	C	1	0	允许失效，但要求： a）空气驱动泵工作正常，且 b）相应泵选择在关断位。
4）空气驱动泵指示系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）两个中央系统电动泵都工作正常， b）ADP 选择在关断位，且 c）进行相应的性能调节。

注：机组应该知道，在紧急情况下，为避免低压无警告而预先采取措施，已将中央系统 2 号电动泵和空气驱动泵选择在关断位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

液压控制板上视情挂牌—“低压灯失效”。

操作程序（O）

1.按下述步骤检查受影响的泵，验证系统压力灯工作正常：

警戒：当燃油箱内油量不足时不要操纵液压泵以防液压泵过热损坏。（参看AMM29-11-00）

注 1：做测试时，被测试的液压泵必须是相应液压系统中唯一工作的泵。

注 2：HYD PRESS 值可在 EICAS 的 ELEC/HYD 维护页面或 EICAS 状态页面上读到。

A.空气驱动泵（ADP）：

1）相应的系统压力灯必须点亮。

2）确信人员已离开各操纵面。

3）在飞机上有电和气源压力的情况下，将空气泵电门放在 AUTO 位或 ON 位。

4）EICAS 上的中系统压力读数应为 2800～3200psig。

5）系统压力灯熄灭。

6）恢复飞机至所需形态。

B.发动机驱动泵（EDP）：

注：发动机开车时应有一工作的刹车压力源。

1）相应的系统压力灯必须点亮。

2）确信人员已离开各操纵面。

3）受影响的发动机运转时，将发动机泵电门放在 ON 位。

4）EICAS 上的中系统压力读数应为 2800-3200psi。

5）系统压力灯熄灭。

6）恢复飞机至所需形态。

C.交流马达泵（ACMP）：

1）相应的系统压力灯必须点亮。

2）确信人员已离开各操纵面。

3）在飞机上有电的情况下，将受影响的电动泵电门放在 ON 位。

4）EICAS 上的中系统压力读数应为 2800-3200psi。

5）系统压力灯熄灭。

6）恢复飞机至所需形态。

2.空气驱动泵关断时，参见 MEL 29-11-3 项的相关性能影响及对起落架和襟翼收/放的影响。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-31-3 液压压力指示（EICAS）	D	3	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-32-1 泵过热指示系统				
1）左、中、右和空气驱动泵指示系统	C	7	4	（O）每个系统允许一个灯失效，但要求： a）相应的系统压力灯或泵低压灯工作正常，且 b）每次起飞前验证相应的泵工作正常。
2）中央系统 2 号电动泵指示系统	C	1	0	允许失效，但要求： a）空气驱动泵工作正常，且 b）相应泵选择在关断位。
3）空气驱动泵指示系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）两个中央系统电动泵都工作正常, b）空气驱动泵选择在关断位, c）进行相应的性能调节。

注：机组应该知道，在紧急情况下，为避免潜在的过热而预先采取措施，已将中央系统 2 号电动泵和空气驱动泵选择在关断位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

液压控制面板上视情挂牌—“泵过热灯失效”。

操作程序（O）

1.按下述步骤检查受影响泵的工作：

警戒：受影响的泵在地面工作期间，为防止液压泵过热损坏，当油箱燃油量不足600磅时不要接通液压泵。

2.检查液压泵：

注1：做测试时，被测试的液压泵必须是相应系统中唯一工作的泵。

注2： HYD PRESS 值可在 EICAS 的 ELEC/HYD 维护页面或 EICAS 状态页面上读到，HYD TEMP 值则在 EICAS 的 ELEC/HYD 维护页面上读到。

A.空气驱动泵（ADP）：

1）确信人员已离开各操纵面。

2）在飞机上有电和气源压力的情况下，将空气驱动泵电门放在 AUTO 位或 ON 位。

3）EICAS 上显示中系统压力为 2800-3200psi。

4）待参数稳定后，EICAS 上显示的中系统液压温度必须低于 80℃。

5）恢复飞机至所需形态。

B.发动机驱动泵（EDP）：

注：发动机开车时应有一工作的刹车压力源。

1）确信人员已离开各操纵面。

2）受影响的发动机运转时，将发动机液压泵电门放在 ON 位。

3）EICAS 上显示的液压压力为 2800-3200psi。

4）待参数稳定后，EICAS 上显示的液压油温度必须低于 80℃。

5）恢复飞机至所需形态。

注：当右发驱动泵工作时，动力转换装置将向安定面配平电路供压。在发动机起动之前，拔出 P11 板上 HYDRAULIC PUMP CONT 跳开关可解除 PTU 的工作。

C.交流电动马达泵（ACMP）：

1）确信人员已离开各操纵面。

2）在飞机上有电的情况下，将受影响的电动液压泵电门按至 ON 位。

3）EICAS 上显示的液压压力为 2800-3200psi。

4）待参数稳定后，EICAS 上显示的液压油温度必须低于 80℃。

5）恢复飞机至所需形态。

3.空气驱动泵关断时，参见 MEL 29-11-3 项的相关性能影响及对起落架和襟翼收/放的影响。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-33-1 液压系统低油量灯或油箱指示灯	C	3	0	（M）允许失效，但要求液压油量指示工作正常。
	C	3	0	（M）允许失效，但要求： a）每次起飞前验证相应油箱的油面正常。 b）相应的系统压力灯工作正常，且 c）装有动力转换装置（PTU）的飞机，当左系统低油量或油箱指示灯失效时，应将动力转换装置系统的左系统低油量信号导线加盖收藏。

注：具有备用刹车和前轮转弯自动转换系统的飞机，当中系统低油量或油箱指示灯失效时，放行之前应将 P61 板上的备用刹车和转弯 RESET/DISABLE 电门放在 RESET/DISABLE 位。这样做是为了防止中系统隔离活门自动关闭。

EICAS 状态信息

无

挂牌

液压控制面板处视情挂牌—“油量（或油箱）灯失效”。

维护程序（M）

检查油量指示：

1.把 EICAS 状态页显示的液压油量及油箱油面与加油口处的油面指示值加以比较。

2.必要时补加液压油（参看 AMM 12-12-01）。

注：当 EICAS 状态页上的油量显示为 RF（加添）或 O/FILL（过满）时，在飞行前检查并勤务油箱。

油箱油面检查：

1.用加油口处的油量指示器检查油箱内的油量合适。

2.若需加油，参看 AMM 12-12-01。

3.若加油口处的油量指示器失效，可通过各油箱上的观测窗查看油面高度。

加盖收藏动力转换装置信号导线：

1.打开主设备舱门 119AL（参看 AMM 06-41-00/201）。

2.在杂项设备板 P37 上，从二级管 R397 接头 C（TB274）上断开导线（参看线路图册 29-11-14）。

3.加盖收藏导线。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
29-33-2 液压油量指示	C	3	0	（M）允许失效，但要求： a）每次起飞前验证油箱油面高度正常， b）相应的系统低压灯工作正常，且 c）装有动力转换装置的飞机，当左系统低油量或油箱指示灯失效时，应将动力转换装置系统的左系统低油量信号导线加盖收藏。

注：具有备用刹车和前轮转弯自动转换系统的飞机，当中系统低油量或油箱指示灯失效时，放行之前应将 P61 板上的备用刹车和转弯 RESET/DISABLE 电门放在 RESET/DISABLE 位。这样做是为了防止中系统隔离活门自动关闭。

EICAS 状态信息

无

挂牌

EICAS 状态显示屏附近挂牌—“液压油量指示失效”。

维护程序（M）

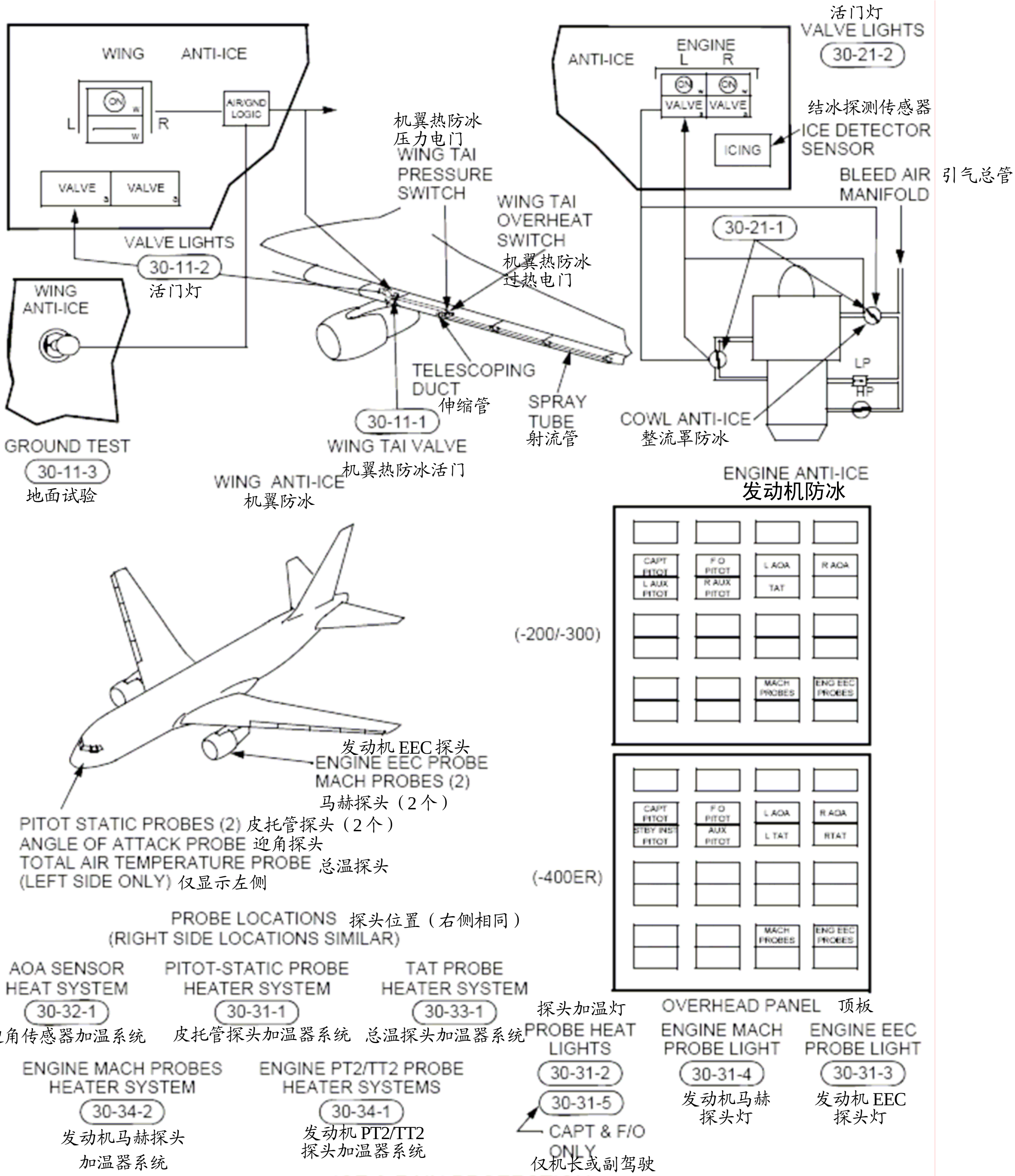
1.用加油口处的油量指示器检查油箱内的油量合适。
2.若需加油，参看 AMM 12-12-01。
3.若加油口处量油时指示器失效，可通过各油箱上的观测窗查看油面高度。

注：767 飞机装有一个俯仰增强系统（PES）。在 PES 内有一个动力转换装置（PTU）。为防止因潜在故障而导致安定面半速配平工作，动力转换装置的信号导线需要加盖收藏。

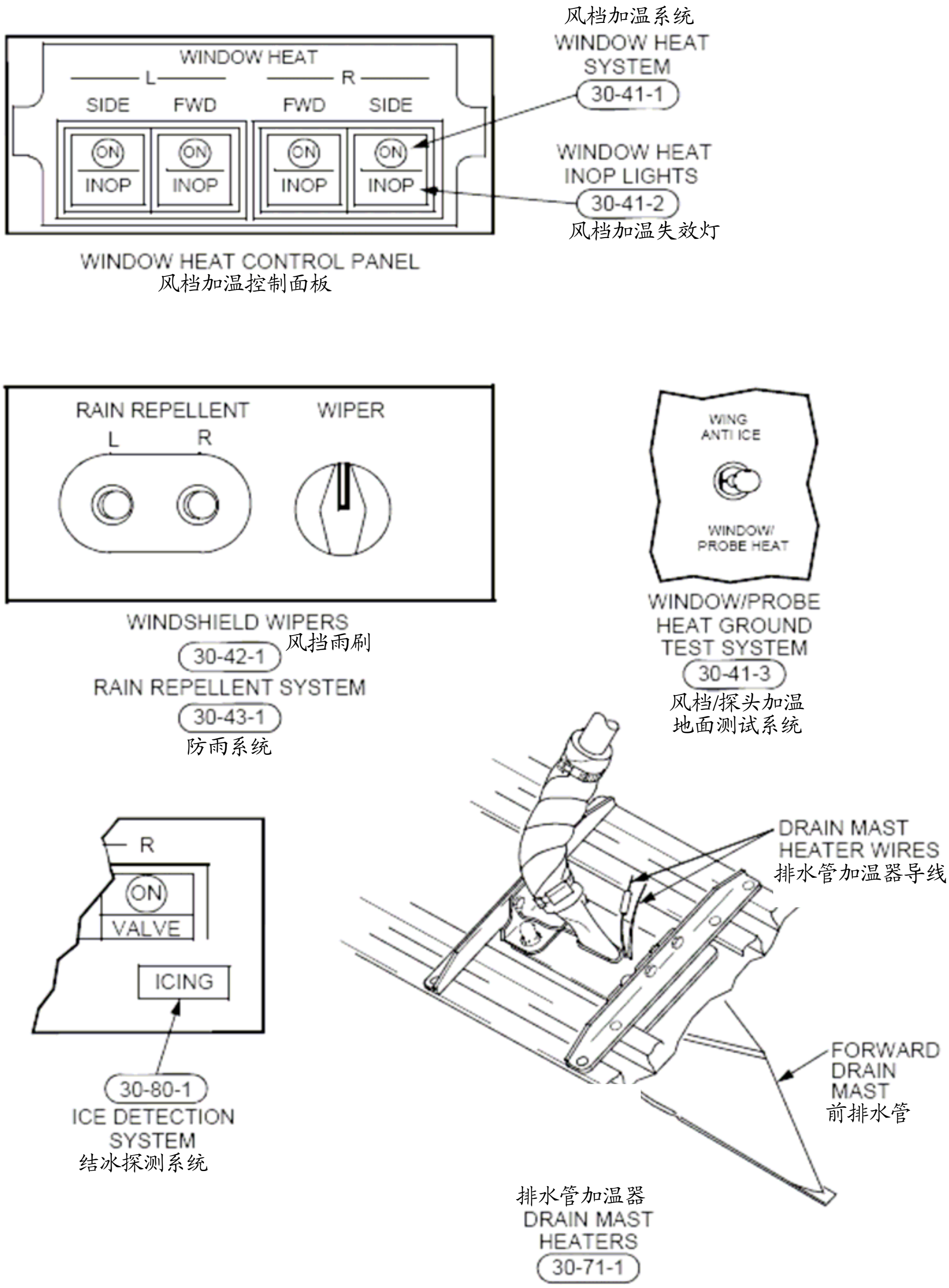
4.装有俯仰增强系统的飞机，当左系统低油量或油箱指示灯失效时，加盖并收藏动力转换装置的信号导线。

A.打开主设备舱中央接近门 119AL（参看 AMM 06-41-00/201）
B.在杂项设备板 P37 上，从二极管 R397 接线柱 C（TB274）上断开导线（参看线路图册 29-11-14）。
C.加盖收藏导线。

有意留空



ICE & RAIN PROTECTION
防冰和防雨



ICE & RAIN PROTECTION
防冰和防雨

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-11-1 机翼防冰活门	C	2	0	（M）除超过 120 分钟延程飞行外，允许失效在关闭位，但要求飞机不在已知或预报的结冰情况下飞行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

防冰控制面板处视情挂牌—“左（右）机翼防冰活门失效”。

维护程序（M）

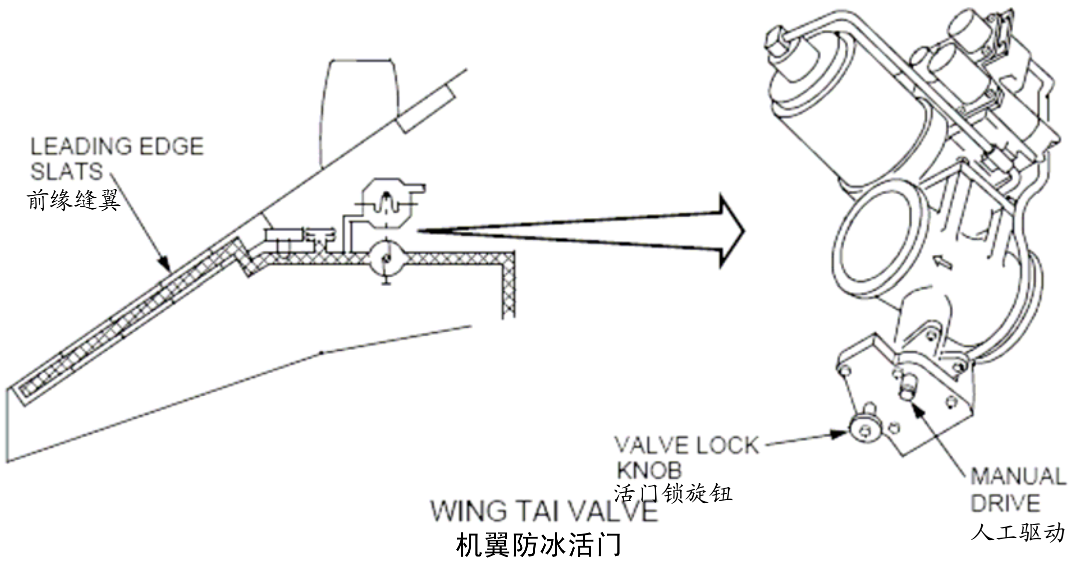
1.检查顶板上的机翼防冰电门放在 OFF 位。

2.打开机翼上盖板 511PT（左翼）或 611PT（右翼）接近机翼防冰活门。（参看 AMM 06-44-00，找到门的面板号码）。

警告：防冰加温管可能很烫，待其冷后再关闭活门，以防烫伤。

3.若活门没关，用 7/16 英寸六角扳手，反时针方向拧动人工驱动螺帽将其关闭。

4.提起活门锁，顺时针方向旋转 90°，将活门锁在关位。按下活门壳体上的一个按钮即可进行人工操作。活门只有在全关位置才能锁住。



WING TAI VALVE
机翼防冰活门

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-11-2　机翼防冰活门灯	C	2	0	（O）允许失效，但要求相应的活门工作正常。
	C	2	0	允许失效，但要求相应的活门失效。
	C	2	0	允许失效，但要求相应的 EICAS 咨询信息 L/R WING ANTI-ICE 工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
防冰控制面板处视情挂牌—“左（右）机翼防冰活门灯失效”。

操作程序（O）
在有结冰情况的飞行期间，当重新放置机翼防冰电门位置时，通过观察压力指示器来监测活门的工作。压力摆动即表示活门在移动。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-11-3 机翼防冰地面测试	C	1	0	

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-21-1 发动机防冰活门 1）整流罩活门	C	2	1	（M）除超过 120 分钟的延程飞行外，允许一个失效在关闭位，但要求飞机不在已知或预报的结冰情况下飞行。
4）整流罩活门	C	2	1	（M）（O）允许一个失效在打开位，但要求： a）高压关断活门固定在关闭位， b）除起动发动机或全温为 10℃（或更低）外，相关发动机引气电门保持在 OFF 位。 c）相关引气电门在 OFF 位时： 1）起飞时 APU 用作空气驱动泵的气源或者考虑到空气驱动泵失效时的性能影响， 2）相应的引气隔离活门在起飞后打开，在进近或着陆前关闭， 3）飞机不在已知或预报的结冰情况下飞行，且 4）飞机高度保持在 FL 350 或以下， d）相关发动机在结冰情况下且引气电门放 ON 位时，需保持最少 70％N_1（10,000 英尺 MSL 以下为 55％）， e）另一台发动机的引气系统工作正常， f）相关的 FWSOV 工作正常，且 g）进行相应的性能调节。 注：当全温为 10℃或更低时，相关发动机的引气电门应放在 ON 位。

EICAS 状态信息

L（R）ENG TAI VALVE

L（R）COWL DUCT LEAK

挂牌

防冰控制面板上视情挂牌—“左（右）防冰整流罩活门失效打开（关闭)”。
气源控制面板上视情挂牌—“左（右）高压关断活门失效”。

维护程序（M）

1.将整流罩活门锁定在关闭位或打开位：

A.RB211-524：

1）拔出相应的 NACELLE ANTI-ICE 跳开关。

2）拆下前整流罩右侧的关断活门勤务盖板。

注：如在活门关闭时放行飞机，只要使作动器不工作，气源动力将保持活门关闭。

3）脱开并加盖收藏好电插头，视情关闭整流罩活门。

4）按下述步骤视情打开整流罩活门：

a）拆除人工超控释放钮上的开口销。

b）按下人工超控释放钮，逆时针将人工超控选择器转到 OVERRIDE 位。

c）松开人工超控释放钮将人工超控选择器锁在 OVERRIDE 位。

d）在人工超控释放钮上安装一个新的开口销。

5）装上关断活门勤务盖板。

6）闭合相应的 NACELLE ANTI-ICE 跳开关。

B.如果整流罩活门锁定在打开位，将高压级引气活门或高压关断活门（HPSOV）锁定在关闭位（参看 MEL 36-11-2 相应的维护程序）。

C.关闭所有的勤务盖板。

操作程序（O）

1.整流罩活门关闭时，避免飞入结冰区。

2.整流罩活门打开时：

A.将发动机防冰电门放在 OFF 位。

注 1：当发动机防冰关断时，自动油门系统将不考虑整流罩活门打开情况下的 EPR 减量。

注 2：发动机的防冰能力是和引气电门位置及发动机 N1 速度相关联。

B.按规定减低 EPR 和飞机全重：

1）EPR：RB211 发动机无限制。

2）性能限制重量减少：

起飞和着陆：无限制　　　　进入爬升：减少 900 磅（408kg）

3）上述进入爬升的重量减少是基于单发越过障碍物的最大爬升速率值。要计算在

其它速度时的值，可用上述重量减少值乘于 MEL 第三部分（CDL 部分）3-00-1.0 页中“航路改航速度影响”段落中的相应系数可得出。

C.油耗将增加 1.0％。

D.全温等于或超过 10℃时：

1）发动机起动后将引气电门放在 OFF 位。

2）关断受影响一侧的空调组件。引气电门放 OFF 位使得 PRV 关闭，相应的空调组件接收不到空气，而由另一侧的空调组件增压并向飞机提供空调空气。

3）为避免空气驱动泵的性能影响，可用 APU 引气作用气源。APU 工作的平均油耗为 200 磅（90 公斤）/小时。

4）如果 APU 引气不可用，参看 MEL 29-11-3 项考虑相关性能影响。

5）使用 APU 引气的起飞和着陆期间，中央隔离活门必须关闭，在 APU 关车后又打开。

6）不飞入结冰区域。

7）飞行中增压液压油箱时，相关引气隔离活门必须打开。在接下来关闭隔离活门时会需要使用一些非正常程序。

8）如果其它的引气源失效，参看 MEL 21-51-1 项双组件失效时的操作程序。

9）襟翼收上且总温低于 10℃后，将引气电门放在 ON 位。

E.全温低于 10℃时，将引气电门放在 ON 位，视情关闭相应的引气隔离活门。

F.如果飞机遇结冰情况，为保证相应发动机有足够的防冰引气，至少应保持 70％ N_1（10,000 英尺 MSL 以下为 55％，除着陆需要外）。

G.当高压级引气活门或高压关断活门锁定在关闭位，发动机慢车时，压力调节和关断活门（PRSOV）关闭是正常的。任何时候 PRSOV 关闭，相应的发动机引气关断灯必然点亮。前推油门离开慢车至将近 80％N_3将打开 PRSOV 和熄灭发动机引气关断灯。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-21-2 发动机防冰活门灯	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求在飞入已知或预报结冰区之前验证相应活门工作正常。
	C	2	1	允许一个失效，但要求相应活门失效。
	C	2	1	允许一个失效，但要求相应的EICAS 咨询信息 L/R ENG ANTI-ICE 工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

防冰控制面板上视情挂牌—“左（右）发动机防冰活门灯失效”。

维护程序（M）

在飞入结冰区之前按下述检查发动机防冰活门的工作：

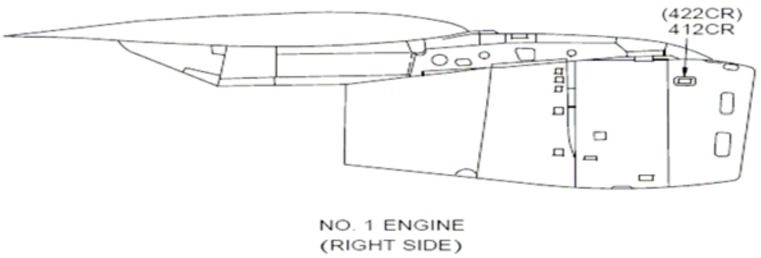
1.向飞机供电（参看 AMM 24-22-00/201）。

2.用地面气源或 APU 增压气源系统（参看 AMM 36-00-00/201）。

警告：发动机附近有人员或设备时不得运转发动机。

3.找到相应的发动机防冰活门：

短舱防冰活门在发动机右侧的前整流罩区域上方，盖板是：左发 412CR，右发 422CR。



4. 用下述方法之一检查活门工作：

A.方法 1，听电磁阀的声音：

1）在受影响的活门附近安排一个观察员。

2）在机翼和发动机防冰控制 P5 板上，将相应的左或右发动机电门灯先放 ON 位，后放 OFF 位。地面观察员应听到电磁阀工作。如果周围太嘈杂，可打开盖板或整流罩，或使用机械人员听筒。

B. 方法 2（针对短舱防冰活门），观察活门位置：

1）通过相应盖板接近发动机防冰活门管道上的防冰活门组件。

2）找到活门人工超控选择器附近的活门位置指示器六角螺帽。六角螺帽有一个位置指针显示打开或关闭。人工超控选择器必须保持在 NORMAL 位。

3）在机翼和发动机防冰控制 P5 板上，将相应的左或右发动机电门灯放在 ON 位。

警戒：由于气源气的温度很高（约有 350℉），不要打开发动机进口防冰活门超过 30 秒。活门关闭后，让进口整流罩冷却，以防整流罩过热损坏。

4）目视检查活门位置指示器六角螺帽指针指示打开。

5）在机翼和发动机防冰控制 P5 板上，将相应的左或右发动机电门灯放在 OFF 位。

6）目视检查活门位置指示器六角螺帽指针指示关闭。

5.气源系统释压（参看 AMM 36-00-00/201）。

6.恢复飞机至所需形态。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-21-3 发动机整流罩过热指示	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）相关的高压关断活门固定在关闭位， b）相关的短舱防冰活门工作正常， c）在结冰情况下，相关发动机应保持最低 70％ N_1（10,000 英尺 MSL 以下为 55％）， d）另一台发动机引气系统工作正常，且 e）相关的 ENG COWL OVHT 卡从火警探测卡盒中拔出。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
1.参看 MEL 36-11-2 项，将高压关断活门固定在关闭位。
2.如要消除显示的 R COWL OVHT 警戒信息，按 AMM 26-10-01，拆去相应的右发整流罩过热探测 M01699 电路卡。如要消除显示的 L COWL OVHT 警戒信息，按 AMM 26-10-01，拆去相应的左发整流罩过热探测 M01700 电路卡。
3.保护并收藏好拆下的电路卡。

操作程序（O）

在结冰条件下，相关发动机应保持最低 70％N_1（10,000 英尺 MSL 以下为 55％，除着陆需要外）。

当锁定关闭高压级引气活门时，在某种条件下，发动机在慢车时，发动机引气关断灯可能会亮。要熄灭发动机引气关断灯：

1.验证受影响一侧的总管压力少于 10PSI。

2.验证受影响一侧的隔离活门关闭。

3.验证受影响一侧的空调组件不在 OFF 位（选择 AUTO 或 STBY）。

4.前推油门离开慢车至将近 80％N_3，打开压力调压关断活门和熄灭发动机引气关断灯。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-31-1 皮托管探头加温器系统	B	4	3	除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个探头加温器失效，但要求飞机不在有可见水汽或已知/预报结冰的条件下飞行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-31-2 探头加温指示灯（机长和副驾驶皮托管除外）	B	4	0	（M）允许失效，但要求： a）验证相应的 EICAS 咨询信息工作正常，且 b)探头加温器系统工作正常。
1）皮托管探头加温指示灯（机长和副驾驶皮托管除外）	B	2	1	允许失效，但要求相应的探头加温器被认为失效。
2）迎角和全温探头加温指示灯	C	2	1	允许失效，但要求相应的探头加温器被认为失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
驾驶员 P5 顶板探头加温指示灯处视情挂牌—“加温灯失效”。

维护程序（M）
如果需要，按下述步骤验证探头加温器功能：
1.给飞机供电。
警告：做测试时不要用手摸探头以防烫伤。
警戒：探头加温器接通时间不得超过 10 分钟，以防损坏探头和加温器。
2.在 P61 杂项测试板上，将测试电门保持在 WINDOW/PROBE HEAT 位，将手放在探头附近检查有温升，松开测试电门。

验证相应的 EICAS 咨询信息工作正常：

1.给飞机供电。

2.闭合所有探头加温（皮托管、迎角和全温）和探头加温指示的跳开关。

3.验证 EICAS 上显示 PROBE HEAT 信息。

4.在 P61 测试板上，将机翼防冰-风挡/探头加温测试电门保持在 WINDOW/ PROBE HEAT 位。

5.验证 EICAS 上没有显示探头加温咨询信息。

6.松开测试电门。

7.拔出相应探头加温的跳开关。

8.将测试电门保持在 WINDOW/ PROBE HEAT 位。

9.验证 EICAS 上显示相关的探头加温咨询信息（L/R AUX PITOT，STBY INST PITOT， AUX PITOT，TAT PROBE， L/R TAT PROBE 和 L/R AOA PROBE）。

10.闭合跳开关。

11.恢复飞机至正常状态。

项　　目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-31-5	机长和副驾驶皮托管加温指示系统（加温断开监控灯）	B	2	0	除超过 120 分钟延程飞行外，允许失效，但要求： a）皮托管加温器系统工作正常， b）正常工作的探头加温器的其余探头加温指示系统工作正常，且 c）飞机不在已知或预报结冰的条件下飞行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

EICAS 附近视情挂牌—“机长（副驾驶）皮托管加温指示失效”。

项 目		安装数量	放行数量	备注或例外
30-32-1 迎角传感器加温系统	C	2	1	（M）允许失效，但要求： a）验证相关的迎角叶片完整， b）正常工作的探头加温器的其余探头加温指示系统工作正常，且 c）飞机不在已知或预报结冰的条件下飞行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

顶板上视情挂牌—“左（右）迎角加温失效”。

维护程序（M）

EICAS 上显示 L（R）AOA PROBE 咨询信息表明迎角叶片加温失效。目视检查相关的迎角叶片完整、无弯曲或缺失，并能自由移动。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-33-1 全温探头加温器系统	C	1	0	（O）除超过 120 分钟延程飞行外，允许失效，但要求： a）正常工作的探头加温器的其余探头加温指示系统工作正常，且 b）飞机不在已知或预报的结冰条件下飞行。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

飞行记录本上注明—“全温加温失效”。

<u>操作程序（O）</u>

当全温探头加温器系统失效时，推力管理计算机（TMC）视来自 TAT 探头的温度数据无效，并脱开自动油门。参看 MEL 22-30-1 项。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-41-1 驾驶舱风挡加温系统				
1）1 号（前）风挡	C	2	1	（M）除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）飞机不在已知或预报结冰的条件下飞行， b）所有 2 号（侧）风档加温器工作正常， c）相应遮光板的空气除雾系统工作正常，且 d）解除相应风挡的加温。
2）2 号（侧）风挡	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）所有 1 号（前）风挡加温器工作正常，且 b）解除相应风挡的加温。
3）3 号（侧）风挡	C	2	0	（M）允许失效，但要求解除相应风挡加温的工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上视情注明。

维护程序（M）

1.拔出并卡住相应跳开关以解除驾驶舱风挡加温的工作。

注：拔出失效的 3 号风挡加温器的跳开关会使相应的左（右）侧窗加温失效灯点亮和出现相应的 L（R） SIDE WINDOW 咨询信息。这表明了 2 号风挡加温或 3 号风挡加温故障。

2.要测试 2 号风挡加温的工作，只要接通相应的侧窗加温电门，用手触摸窗子验证窗子加温器工作正常。在此情形下，3 号风挡加温失效时允许放行。

注：拔出失效的 2 号风挡加温器的跳开关会使相应的左（右）侧窗加温失效灯亮和出现相应的左（右）侧窗咨询信息。这表明了 2 号风挡加温或 3 号风挡加温故障。

3.要测试 3 号风挡加温的工作，只要接通相应的侧窗加温电门，用手触摸窗子验证窗子加温器的工作正常。在此情形下，2 号风挡加温失效时允许放行。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-41-2 风挡加温失效灯	C	4	0	（M）允许失效，但要求每次起飞前验证相应的风挡加温系统工作正常。
	C	4	1	允许失效，但要求相应的风挡加温系统失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

风挡加温控制面板处视情挂牌。

维护程序（M）

1.按下述步骤验证风挡加温系统的工作：

A.向左和右主交流汇流条供电。

B.将 P5 板上的 4 个风挡加温电门按至 OFF（弹出）位。

C.验证 EICAS 显示 WINDOW HEAT 咨询信息。

D.将 P5 板上的 4 个风挡加温电门按至 ON（按入锁定）位。

E.验证 EICAS 上没有显示下列咨询信息：

1）WINDOWS HEAT（风挡加温）

2）L SIDE WINDOW（左侧风挡）

3）L FWD WINDOW（左前风挡）

4）R SIDE WINDOW（右侧风挡）

5）R FWD WINDOW（右前风挡）

F.将 P5 板上的左前风挡加温电门按至 INOP（弹出）位。

G.验证 EICAS 上显示 L FWD WINDOW 信息。

H.将 P5 板上的左前风挡加温电门按至 ON（按入锁定）位。

I.将 P5 板上的右前风挡加温电门按至 INOP（弹出）位。

J. 验证 EICAS 上显示 R FWD WINDOW 信息。
K. 将 P5 板上的右前风挡加温电门按至 ON（按入锁下）位。
L. 将 P5 板上的左侧风挡加温电门按至 INOP（弹出）位。
M. 验证 EICAS 上显示 L SIDE WINDOW 信息。
N. 将 P5 板上的左侧风挡加温电门按至 ON（按入锁定）位。
O. 将 P5 板上的右侧风挡加温电门按至 INOP（弹出）位。
P. 验证 EICAS 上显示 R SIDE WINDOW 信息。
Q. 将 P5 板上的右侧风挡加温电门按至 ON（按入锁定）位。
R. 若无它用，断开电源。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-41-3 风挡/探头加温地面测试系统	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-42-1 风挡雨刷	C	2	0	允许失效，但要求飞机在起飞或准备着陆机场的 5 海里范围之内无降水。
1）高速	C	1	0	允许失效，但要求相应的低速档工作正常。
2）低速	C	1	0	允许失效，但要求相应的高速档工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

雨刷控制处视情挂牌。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-71-1 排水管加热器	C	2	0	（M）允许失效，但要求关断相应厨房、厕所洗手盆和饮水龙头的水源。

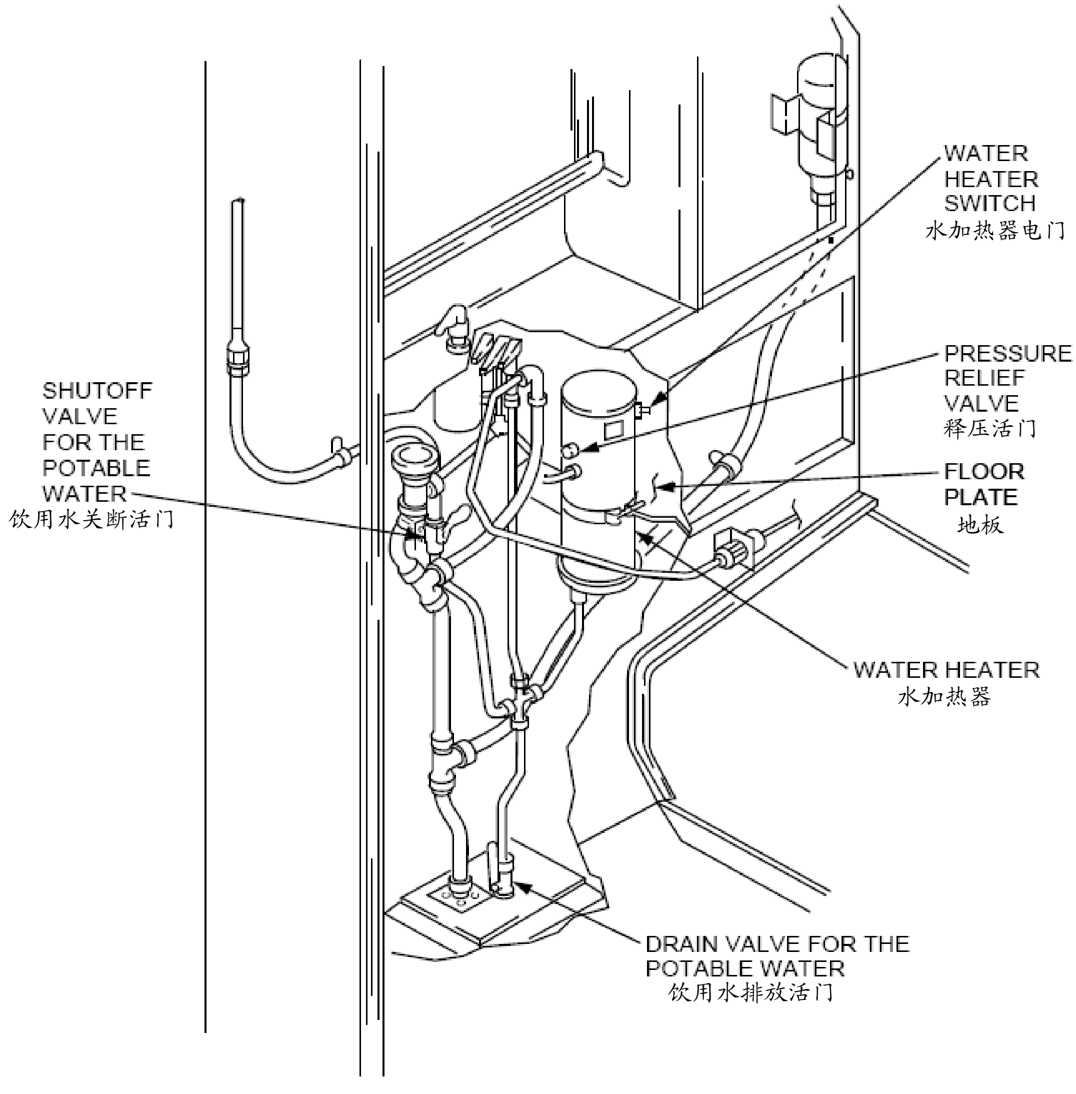
EICAS 状态信息
无

挂牌
受影响的厨房、洗手盆和/或饮水龙头处视情挂牌。

维护程序（M）
1.如果排水管加热器失效，关断下列各处的供水关断活门：
A.厨房供水关断活门：
1）各厨房内装有一个标牌，上面画出了供水关断活门的位置。
B.厕所洗手盆关断活门：
1）各洗手盆关断活门位于洗手盆下面。
C.饮水龙头关断活门：
1）多数饮水龙头的关断活门位于龙头左侧区域。
2）其它饮水龙头的关断活门在厕所洗手盆附近。
2.如果两个排水管加热器都失效：
A.拔出并卡住 E/E 舱 P33 板上的两个 DRAIN MAST HTG 跳开关。
3.如果需要解除失效的前或后排水管加热器的工作，参看 WDM 30-71-11 查找导线信息，完成下列工作：
A.拔出 E/E 舱 P33 板上的两个 DRAIN MAST HTG 跳开关。
B.打开 P37 板—E/E 舱右杂项电气设备板。
C.找到接线板 TB192（TB320），接线板 G20（YA20）。
D.断开下列导线之一，加盖收藏：
1）前排水管加热器，W1118-155-20，
2）后排水管加热器，W192-823-18（W192-823-20）。

E.关上 P37 板—E/E 舱右杂项电气设备板。

F.闭合 P33 板上的两个 DRAIN MAST HTG 跳开关。



项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-72-1 污水系统加热器				
1）排放盖加热垫	C	1	0	
2）冲水管加热套	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
相应跳开关处视情挂牌—“失效”。

维护注意
1.完成下述步骤 A 或 A～C：
A.拔出 P33 板相应的污水系统加热器跳开关。
B.脱开、加盖收藏 P33 板上相应失效加热器的导线（参看 WDM 30-71-23）。
C.闭合 P33 板相应的污水系统加热器跳开关，使污水系统其余部分保持正常工作。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
30-80-1 结冰探测系统				
1）ADVISORY（咨询）	D	1	0	
2）PRIMARY（主用）	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。

EICAS 状态信息

L（R）ICE DETECTOR

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

在结冰条件下，飞行员应人工操作防冰系统。

注：如果主用结冰探测系统以人工方式工作，起飞期间会显示 ICE DETECTORS 信息。

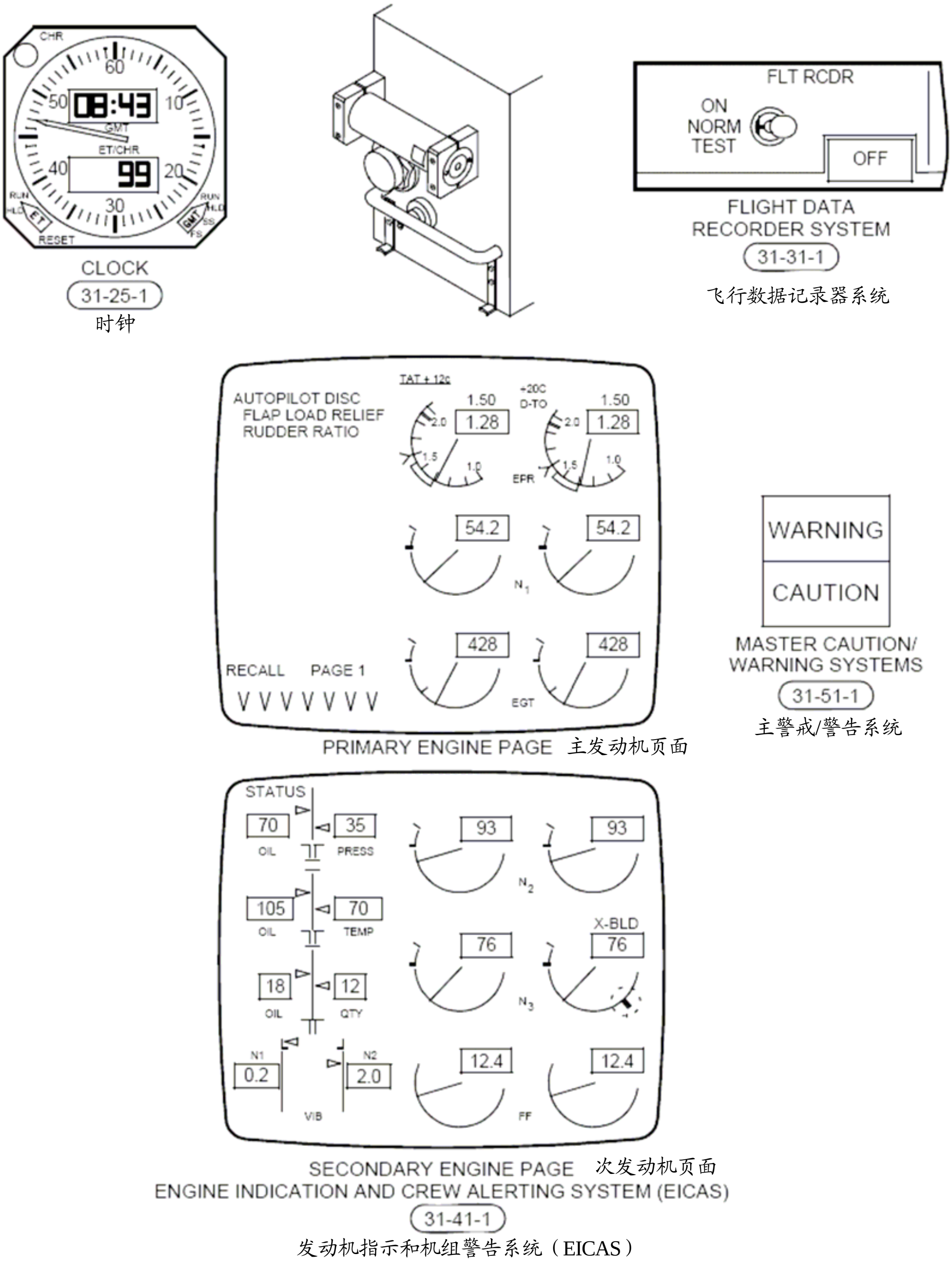
结冰探测系统主用失效时的备用程序：

1.飞行前，机长须向飞行机组说明备用程序。

2.当存在或预计有结冰状态时，飞行机组须人工打开防冰系统。

3.当不需防冰时飞行机组人工关闭防冰系统。

有意留空



INDICATING/RECORDING SYSTEMS
指示/记录系统

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
31-25-1 时钟	C	2	1	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
31-31-1 飞行数据记录器系统（FDR）（包括数字式飞行数据获得组件）（DFDAU）		1	1	
3）QAR	C	1	0	

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
31-41-1 发动机指示和机组警告系统（EICAS） 1）显示组件（DU）	A	2	1	（M）（O）除延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）发动机备用仪表工作正常并放在 ON 位， b)每次起飞前完成货舱火警/过热测试， c）发动机电子控制（EEC）或自动油门系统工作正常， d）至少有一台自动驾驶仪工作正常， e）所有 EICAS 计算机工作正常，且 f）在一个飞行日内完成修理或更换。 注：在飞行中如果另一个显示组件也失效，机组应视实际情况尽快考虑着陆。
2）计算机	A	2	1	（M）（O）除延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）发动机备用仪表工作正常并放在 ON 位， b）发动机电子控制（EEC）或自动油门系统工作正常， c）至少有一台自动驾驶仪工作正常，

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
				d）已安装双滑油温度传感器， e）两个显示组件均工作正常，且 f）在一个飞行日内完成修理或更换。 注：在飞行中如果另一个计算机也失效，机组应视实际情况尽快考虑着陆。

注 1：对于非 PIP FMC 的飞机（FMC 版本号不显示在 FMC IDENT 页面上），当一台 EICAS 计算机失效时，FMC 就不能比较 EICAS 计算机之间的燃油流量数据，从而导致 PROGRESS（进程）页（2/2）上计算的燃油量值变成空白。而对于 PIP 或 Pegasus FMC 的飞机就不会显示空白，且能使用另一台 EICAS 计算机的燃油流量数据并提供计算的燃油量。

注 2：完成一台 EICAS 计算机失效的飞行后，FMC 将在高速滑行期间确定飞行完成。这将导致 IRU 将残存地速设为 21 海里/小时或更大。故障隔离手册使用 21 海里/小时作为入口速度来确定 IUR 故障。根据维护手册测试 IRU 可排除更换的情况。

EICAS 状态信息

EICAS DISAGREE
L EICAS CMPTR
R EICAS CMPTR

挂牌

相应的显示组件（DU）或计算机选择电门处视情挂牌。

维护程序（M）

1.当一台计算机失效时，按下述步骤测试另一台正常工作的计算机：
  A.设置停留刹车，以启动 EICAS 测试功能。
  B.将计算机选择电门选至正常工作的计算机。按压维护板 P61 上的测试电门，检查 EICAS 上是否显示 TEST OK 信息。
2.识别出失效的组件（DU 或计算机）后，拔出并卡住 P11 板上的下列相应跳开关：
  失效的显示组件—EICAS UPPER（LOWER） DSPL。
  失效计算机—L（R）EICAS COMPUTER。

操作程序（O）

1.当一台 EICAS 计算机失效时，起飞前，发动机运转时，将 EICAS 显示器和发动机备用仪表（SEI）上显示的发动机参数进行比较。EICAS/ SEI 对比显示容差如下：

发动机显示	EICAS/SEI 对比显示容差
EPR	.01
EGT	12.0℃
N1	.2％
N2	1.0％
N3	1.0％

2.必须按 EICAS 显示器来调定起飞功率。

3.如果另一个 EICAS 失效：

A.使用发动机备用仪表观察发动机参数。

B.在降低高度之前，看一下顶板上有无不正常指示信号。

4.每次飞行前，按压后电子控制面板上的 ENG/APU/CARGO 电门，做货舱火警/过热测试。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
31-51-1 主警戒/警告系统				
1）主警告灯（驾驶员遮光板）	C	2	1	允许一个失效，但要求主警告音响系统和所有离散警告灯都工作正常。
2）主警戒灯（驾驶员遮光板）	C	2	1	允许一个失效，但要求主警戒音响系统和所有离散警戒灯都工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
31-61-4 EICAS 状态信息	C	-	0	（M）（O）允许失效，但要求每次飞行前验证相关设备工作正常。
	C	-	0	（M）（O）允许失效，但要求遵守相应设备的放行规定。

根据本 MEL 条款，允许在状态级信息失效时放行飞机。
所谓失效的信息是指显示了信息，而实际上并不存在故障。如果怀疑出现的失效信息，在验证了与该条失效的 EICAS 状态信息相对应的设备工作正常后（备注栏 a），或遵守了 MEL 相应失效设备的备注或例外（备注栏 b）的规定后，也可放行飞机。
可以用本手册第 1 章的 EICAS 交叉参考清单来找到相应的 MEL 项目放行。
这里列出的维护程序（M）用来检查一些选择性状态信息出现时设备工作是否正常。
下面的信息表并不包括所有的信息。

EICAS 状态信息
EICAS SCC
EICAS SCC I/F

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
1.1994 年 3 月 8 日的服务信件 SL-767-31-032 中对于已知的一些虚假 EICAS 信息，给出了验证其设备正常工作的程序。该信件中包括的 EICAS 状态信息如下：

CABIN ALT AUTO 1	（座舱高度自动 1）
CABIN ALT AUTO 2	（座舱高度自动 2）
COMPARATOR BITE	（比较器自检）
EICAS DISAGREE	（EICAS 不一致）
EICAS SCC	（EICAS 信息综合卡）

FUEL QTY BITE （燃油量自检）
FUEL QTY CHANNEL （燃油量通道）
GRD PROX BITE （近地自检）
L（R） ENG EEC C1 （左/右发 EEC C1）
L（R） ENG FIRE LP1，2（左/右发火警环路 1，2）
L（R） ENG O/S GOV （左/右发超速调节器）
L（R） IDG TEMP SENS （左/右 IDG 温度传感器）

操作程序（O）
无。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
31-61-5 EICAS 信息综合卡（SCC）	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）每次飞行前验证燃油量指示工作正常，且 b）遵守相应设备的放行规定。

EICAS 状态信息
EICAS SCC
EICAS SCC I/F

挂牌
视情挂牌。

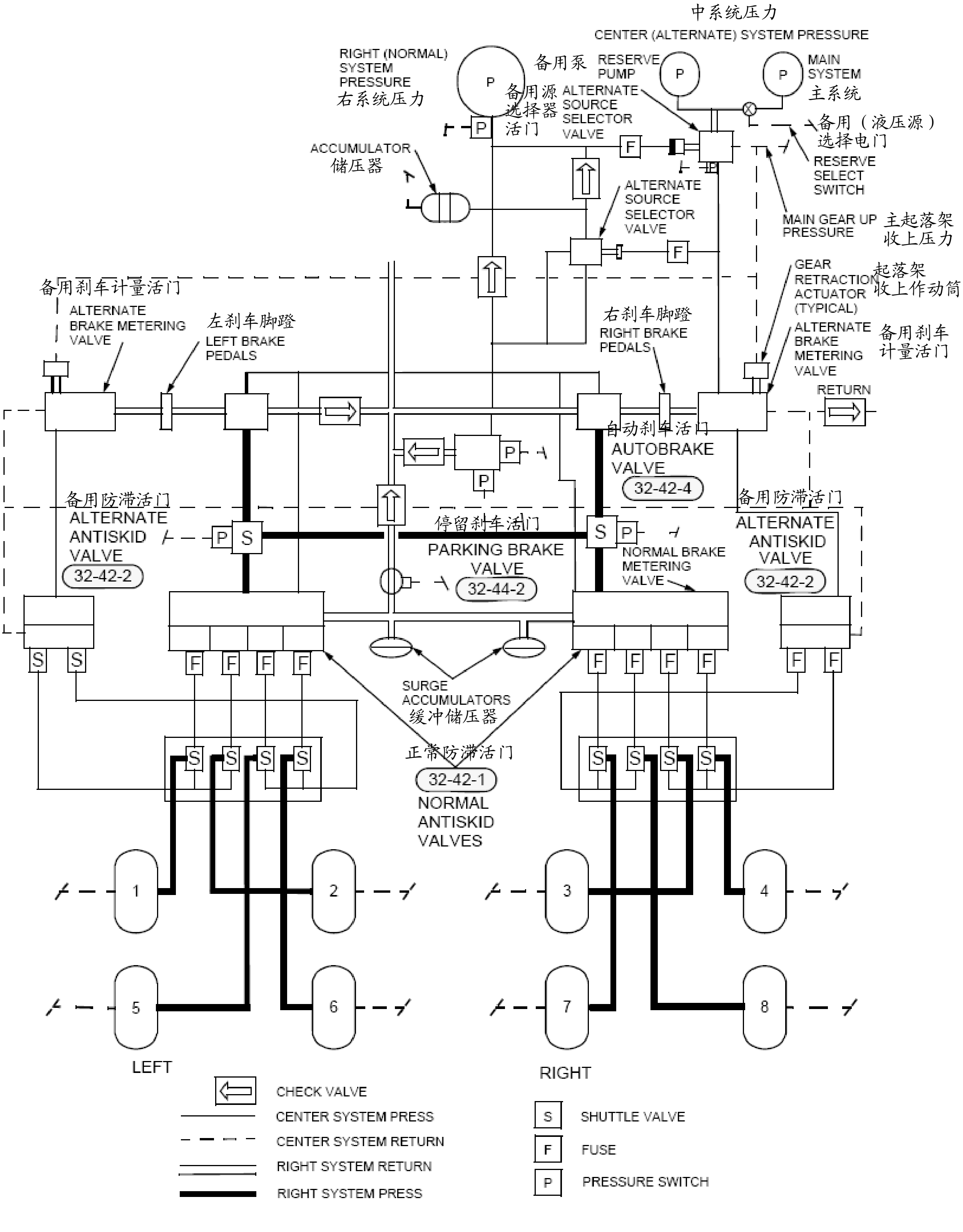
维护程序（M）
1.根据 AMM，在 P61 板上做燃油量系统测试，验证燃油量指示系统工作正常。
2.与 EICAS SCC 有关的系统和信息取决于飞机上硬件的选择。下面列的是可能有关的警告、状态和维护信息。维护信息不影响放行。大多数飞机的信息综合卡仅有下述所列信息的一部分，卡本身的图解和输入信号的技术描述在 CMM 31-41-16 中。要遵守下列状态及警告级信息有关的放行规定。没有对应 MEL 项目的状态及警告级信息必须在发动机起动之前采取相应的维护措施，这些信息没有 MEL 放行要求。与信息综合卡相关的所有状态及警告级 EICAS 信息必须在每次飞行前验证工作正常，或者相应的系统必须被认为失效。
A—警告级 EICAS 信息（系统警告）
B—警戒级 EICAS 信息（系统警告）
C—咨询级 EICAS 信息（系统警告）
S—状态级 EICAS 信息
M—维护级 EICAS 信息
A.FUEL QTY CHANNEL /S/ — 燃油量通道（状态级），见上述步骤 1。
B.FUEL QTY IND /S/—燃油量指示（状态级），见上述步骤 1。
C.TIRE PRESSURE /C,S/ —轮胎压力（咨询级和状态级），见 MEL 32-45-1 项。

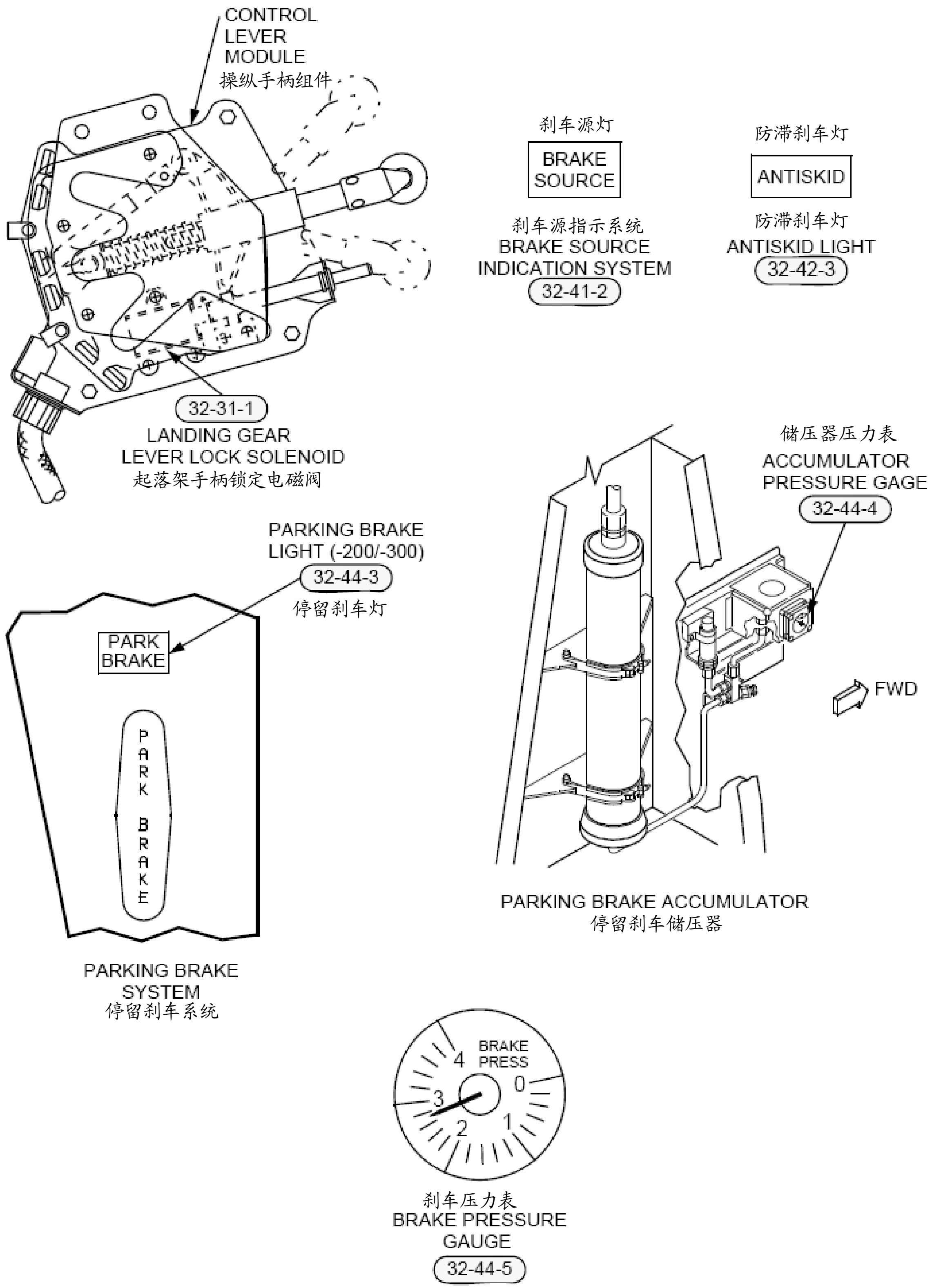
D.TIRE PRESS SYS /M/ —轮胎压力系统（维护级），仅是信息，不影响放行。
E.FLIGHT DECK HUMID /C/—驾驶舱湿度（咨询级），无对应 MEL 项目。
F.F/O PVD /C,S,M/ —副驾驶平面图显示器（咨询级、状态级和维护级），无对应 MEL 项目。
G.CAPT PVD /C,S,M/—机长平面图显示器（咨询级、状态级和维护级），无对应 MEL 项目。
H.PRIMARY BLD SYS /S,M/ —主引气系统（状态级和维护级），无对应 MEL 项目。
I.BLEED SYSTEM /M/—引气系统（维护级），仅是信息，不影响放行。
J.SLAT ISLN VAL /M/—缝翼隔离活门（维护级），仅是信息，不影响放行。
K.AFT CAB REST SYS /M/—后客舱限制系统（维护级），仅是信息，不影响放行。
L.MID CAB REST SYS /M/—中客舱限制系统（维护级），仅是信息，不影响放行。
M.FWD CAB REST SYS /M/—前客舱限制系统（维护级），仅是信息，不影响放行。
N.L（R）OIL PRESS MON /S,M/—左（右）滑油压力监测器（状态级和维护级），见 MEL 79-32-1 项。
O.L（R）OIL PRESS SNS /S,M/—左（右）滑油压力传感器（状态级和维护级），见 MEL79-32-1 项。
P.TCAS SYSTEM /S,M/ —TCAS 系统（状态级和维护级），没有使用此信息。
Q.AFT WASTE SNSR /M/—后污水传感器（维护级），仅是信息，不影响放行。
R.FWD WASTE SNSR /M/—前污水传感器（维护级），仅是信息，不影响放行。
S.AUX TEMP BITE /M/—辅助温度自检（维护级），仅是信息，不影响放行。
T.L（R）SPOILER MDL 1 /M/—左（右）扰流板组件 1（维护级），仅是信息，不影响放行。
U.L（R）SPOILER MDL 2 /M/—左（右）扰流板组件 2（维护级），仅是信息，不影响放行。
V.L（R）SPOILER MDL 3 /M/—左（右）扰流板组件 3（维护级），仅是信息，不影响放行。
W.FLT REST SYS /M/—飞行限制系统（维护级），仅是信息，不影响放行。
X.FLT REST SOV /S,M/—飞行限制电磁阀（状态级和维护级），无对应 MEL 项目。
Y.FLT REST SMK VAL /S,M/—飞行限制烟雾活门（状态级和维护级），无对应 MEL 项目。
Z.L（R） ENG SCAV FILT /S,M/—左（右）发动机回油滤（状态级和维护级），见 MEL 79-35-3 项。
AA.CARGO A/C CTRLR /S,M/—货舱空调控制器（状态级和维护级），见 MEL 21-28-1 项。

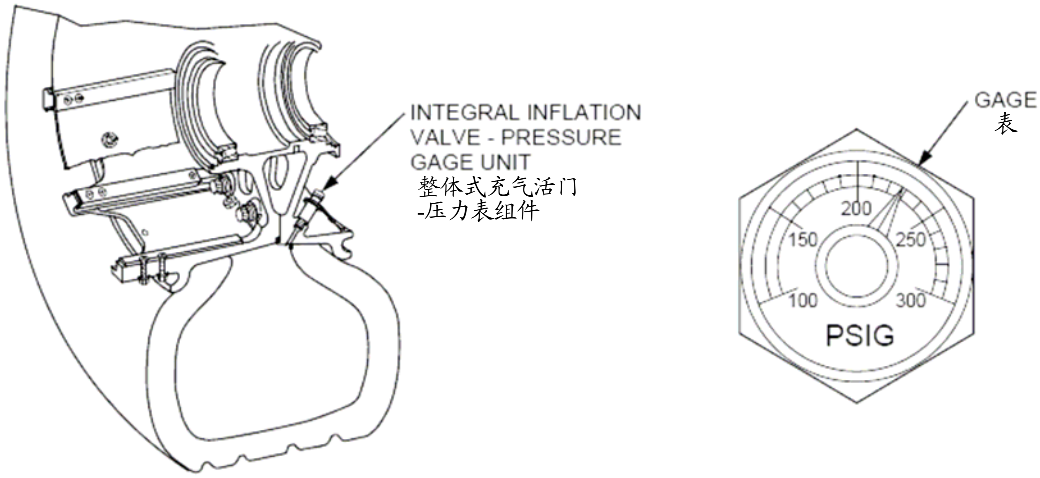
AB.CARGO A/C CONT /C/—货舱空调控制（咨询级），见 MEL 21-28-1 项。

AC.CARGO A/C CONT /S,M/—货舱空调控制（状态级和维护级），见 MEL 21-28-1 项。

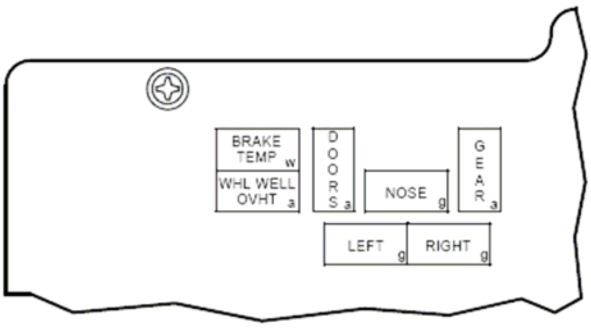
AF.CAPT STBY INV /S,M/—机长备用转换（状态级和维护级），无对应 MEL 项目。


中系统压力
CENTER (ALTERNATE) SYSTEM PRESSURE
RIGHT (NORMAL) SYSTEM PRESSURE
右系统压力
备用泵
RESERVE PUMP
MAIN SYSTEM
主系统
备用源选择器活门
ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE
备用（液压源）选择电门
RESERVE SELECT SWITCH
ACCUMULATOR
储压器
ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE
MAIN GEAR UP PRESSURE
主起落架收上压力
GEAR RETRACTION ACTUATOR (TYPICAL)
起落架收上作动筒
备用刹车计量活门
ALTERNATE BRAKE METERING VALVE
左刹车脚蹬
LEFT BRAKE PEDALS
右刹车脚蹬
RIGHT BRAKE PEDALS
ALTERNATE BRAKE METERING VALVE
备用刹车计量活门
RETURN
自动刹车活门
AUTOBRAKE VALVE
32-42-4
备用防滞活门
ALTERNATE ANTISKID VALVE
32-42-2
停留刹车活门
PARKING BRAKE VALVE
32-44-2
NORMAL BRAKE METERING VALVE
备用防滞活门
ALTERNATE ANTISKID VALVE
32-42-2
SURGE ACCUMULATORS
缓冲储压器
正常防滞活门
32-42-1
NORMAL ANTISKID VALVES
LEFT
RIGHT
CHECK VALVE
CENTER SYSTEM PRESS
CENTER SYSTEM RETURN
RIGHT SYSTEM RETURN
RIGHT SYSTEM PRESS
SHUTTLE VALVE
FUSE
PRESSURE SWITCH

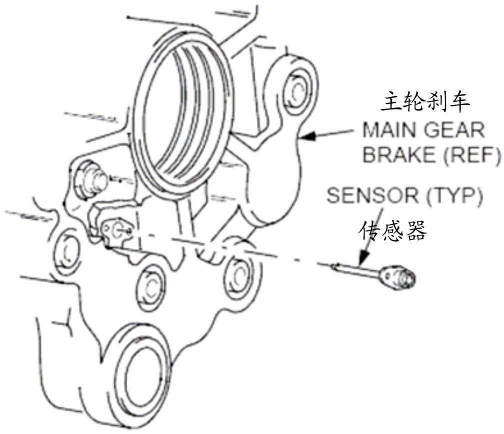

CONTROL
LEVER
MODULE
操纵手柄组件
32-31-1
LANDING GEAR
LEVER LOCK SOLENOID
起落架手柄锁定电磁阀
刹车源灯
BRAKE
SOURCE
刹车源指示系统
BRAKE SOURCE
INDICATION SYSTEM
32-41-2
防滞刹车灯
ANTISKID
防滞刹车灯
ANTISKID LIGHT
32-42-3
储压器压力表
ACCUMULATOR
PRESSURE GAGE
32-44-4
FWD
PARKING BRAKE ACCUMULATOR
停留刹车储压器
PARKING BRAKE
LIGHT (-200/-300)
32-44-3
停留刹车灯
PARK
BRAKE
PARK BRAKE
PARKING BRAKE
SYSTEM
停留刹车系统
BRAKE
PRESS
4
0
3
2
1
刹车压力表
BRAKE PRESSURE
GAUGE
32-44-5

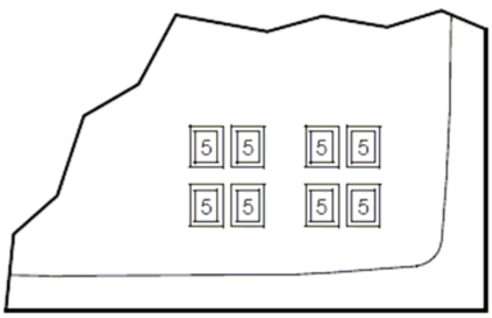


轮胎压力表
INTEGRAL TIRE PRESSURE
INDICATORS
32-45-1



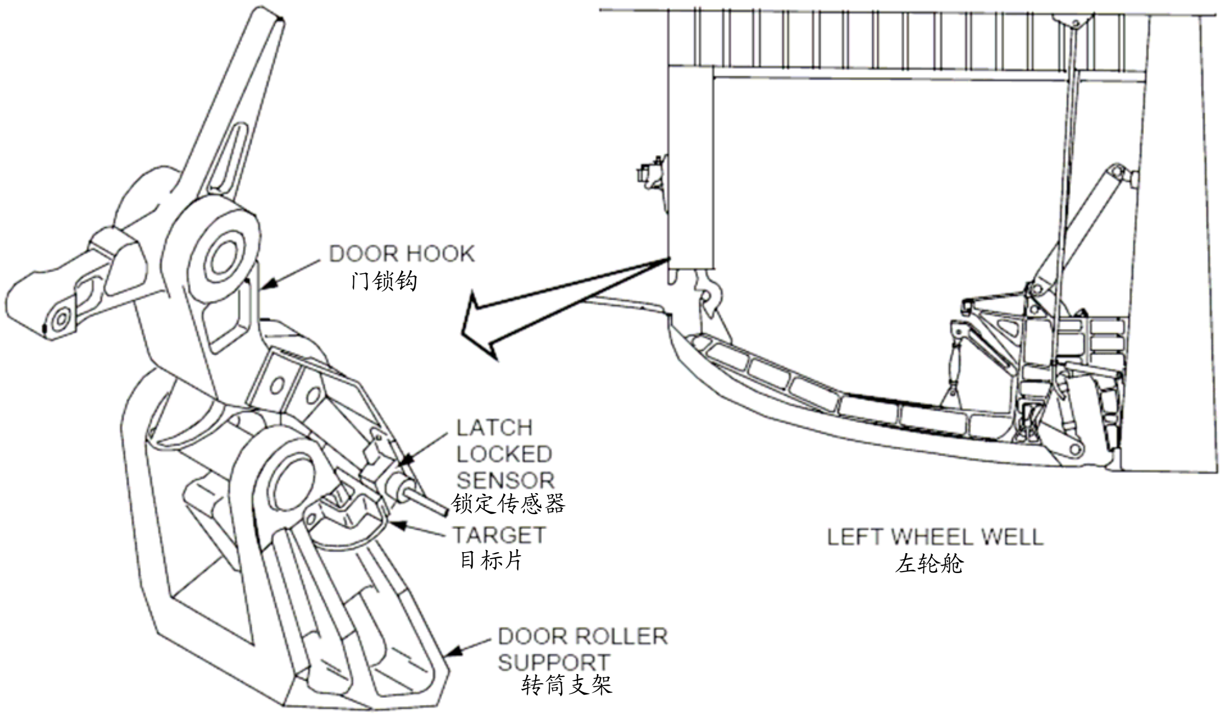
LANDING GEAR
DOORS LIGHT SYSTEM (-200/-300)
32-61-1
起落架舱门灯系统



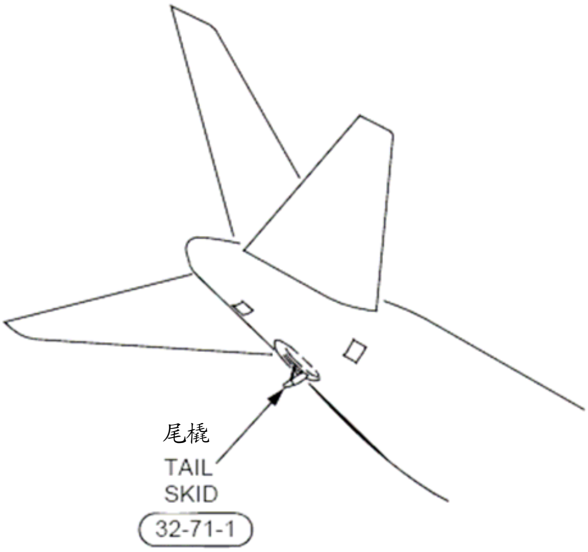


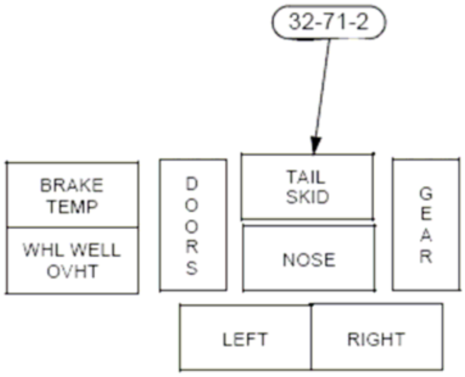
BRAKE
TEMPERATURE
MONITORING
SYSTEM (BTMS)
32-46-1
刹车温度指示系统
（BTMS）

EICAS STATUS DISPLAY
EICAS 状态显示



LANDING GEAR DOOR LATCH
PROXIMITY SENSOR
32-61-2
主轮舱门锁定临近传感器





项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-30-1 起落架收上系统	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）按规定程序将失效部件固定，且 b）按飞行手册“起落架放下飞行”附录中的规定放行飞机。

EICAS 状态信息
无

挂牌
起落架手柄处挂牌—“起落架锁在放下位”。

维护程序（M）
1.按下述步骤在主和前起落架上安装起落架销子。
警告：主起落架舱门开启速度较快，注意不要伤人损物。
A.将起落架手柄放在 DN 位。
B.在主起落架阻力臂下锁孔内插上起落架销子。使用螺杆 BACB30LM10D120、自锁螺帽 BACN10JC10CD、两个垫片 NAS1149F1032P 和 ITW Medalist Leitzke No. 25-05 保险销。
C.在主起落架侧支臂的下锁孔内插上起落架销子。使用螺杆 BACB30LM10D90、自锁螺帽 BACN10JC10CD、两个垫片 NAS1149F1032P 和 ITW Medalist Leitzke No. 25-05 保险销。
1）如果不能装下锁安全销，可调节主起落架侧支臂锁定连杆的过中心尺寸（参见 AMM 32-00-20）。
D.在前起落架锁定连杆的下锁孔内插上起落架销子。使用螺杆 BACB30LM8D41、自锁螺帽 BACN10JC8CD、两个垫片 NAS1149F0832P 和 ITW Medalist Leitzke No. 25-05 保险销。
1）如果不能在锁定连杆的下锁孔内装保险销，可调节前起落架锁定连杆的过

中心尺寸（参见 AMM 32-00-20）。

2.在起飞前拔出并卡住起落架手柄锁的跳开关，以防无意中将起落架手柄置于收上位。

3.在大气数据计算机的 ALT Vmo/Mmo 电门上选择 UP（备用 Vmo/Mmo）位。这样可使起落架放下时的 Vmo（最大使用空速）/Mmo（最大使用马赫数）数据显示在空速指示器上。当起落架放下时的 Vmo/Mmo 超过限制值时，将出现音响警告，且遮光板上的红色警告灯和机长面板上的红色超速警告灯点亮。

操作程序（O）

注：放行需要飞行手册“起落架放下飞行”附录的授权。

1.遵守飞行手册“起落架放下飞行”的认证限制和操作限制。

2.按起落架放下的情况来制定飞行计划。

3.设置大气数据计算机的 ALT Vmo/Mmo 电门，以提供起落架放下时的 Vmo/Mmo 数据并显示在空速指示器上。当起落架放下时的 Vmo/Mmo 超过限制值时，将出现音响警告，且遮光板的红色警告灯和机长面板上的红色超速警告灯点亮。

4.起落架放下时，对驾驶舱会有以下影响：

A.起落架（前、左、右）放下灯保持点亮。

B.高度警告可用（因为设置了 ALT Vmo/Mmo 电门）。

C.如果襟翼放下到着陆时的襟翼位置（25 或 30），增强型近地警告系统（EGPWS）模式 3（Don’t Sink）和模式 4（Too Low Terrain）不可用。

D.TCAS 下位天线不会切换到全向位置。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-31-1 起落架手柄锁定电磁阀	C	1	0	（M）（O）允许失效在锁定位，但要求验证超控机构工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

起落架手柄处挂牌—“起落架手柄锁定电磁阀失效”。

维护程序（M）

验证超控机构工作正常：

1.确信 P11 板上的下列跳开关闭合：

11U20，LANDING GEARLEVER LOCK

11C30，LANDING GEAR POSITION AIR/GND SYS 1

11U23，LANDING GEAR POSITION AIR/GND SYS 2

2.按下述步骤验证起落架锁超控按钮正常工作：

警告：在移动起落架手柄之前，确信所有起落架都插上了销子。如果没有插销子，起落架可能收上，会伤及人员，损坏设备。

A.确信前和主起落架都已装好下锁保险销（参见 AMM 32-00-20）。

B.给飞机供电（参见 AMM 24-22-00/201）。

警告：在移动起落架手柄之前，确信中系统已释压。舱门和尾撬的快速移动会伤及人员，损坏设备。

C.释压中液压系统（参见 AMM 29-11-00/201）。

D.拔出 P11 板上的 LANDING GEAR LEVER LOCK 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

E.确信不按下手柄锁超控按钮时手柄提不到收上位。按下超控按钮，确信手柄能提到收上位。

F.将起落架手柄置于放下位，确信 P3-1 板上的前、左、右起落架绿灯点亮。

G.恢复飞机到正常状态。

操作程序（O）

按下述步骤收起落架：

1.按下起落架锁超电门。

2.将起落架手柄提到收上位。

3.当起落架灯熄灭后，将起落架手柄放在 OFF 位。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-32-1 主起落架门上锁弹簧	B	4	3	（M）（O）允许一个门的上锁机构上的一个弹簧缺失，但要求速度不超过 270KIAS/0.82Mach。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情。

维护程序（M）

拆除破损的弹簧。

操作程序（O）

遵照起落架伸出的速度限制。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-41-1 机轮刹车	C	8	7	（M）（O）允许用工具解除一个刹车工作，但要求： a）性能符合 AFM 有关一个刹车解除工作时的规定，且 b）其它轮上的防滞刹车工作正常。
	C	8	7	（M）（O）允许通过在刹车管安装一个堵头来解除一个刹车，但要求： a）起飞性能基于起落架放下的情况制定， b）起飞和着陆性能符合 AFM 有关一个刹车失效的规定， c）起飞后，在收起落架前保持起落架放下两分钟，且 d）其它轮上的防滞刹车工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上视情写明—“刹车失效”—“已安装解除工具”。

飞行记录本上视情写明—“刹车失效”—“已堵住刹车管路”。

维护程序（M）

1.有两种方法来解除刹车工作：方法 A—安装刹车断开工具和方法 B—堵住刹车管路。通知飞行签派部门采用的解除方法，最大起飞和着陆重量将减少。

注：检查相关机轮刹车是否渗漏（参看 AMM 32-41-08/601）。如有渗漏，采用方法 B—堵住刹车管路来解除刹车。

2.按下述方法之一（A 或 B）解除刹车：

A.方法 A—安装刹车断开工具：

1）按下述步骤安装刹车断开工具（见下面图示）：

注 1：波音件号 A32001-1 的工具包内含有 Dowty 件号 2-7461-1 的解除工具，可用于件号为 S274T120-4、-6、-8 的梭形活门。

注 2：波音件号 A32080-1 的工具包内含有波音件号 A32080-4 的解除工具，可用于所有件号为 S274T120 系列的梭形活门。Dowty 件号 2-7461-3 的解除工具也可用于所有件号为 S274T120 系列的梭形活门。

a.检查起落架舱门锁已装上（参见 AMM 32-00-15）。

b.检查起落架下锁销已装上（参见 AMM 32-00-20），轮挡已挡好。

c.释放右和中系统压力。

d.拔出 P6 主配电板上的 ALT TE FLAPS 跳开关并挂上“不要闭合”标志，以断开襟翼的电源。

e.给飞机供电并踩/松刹车脚蹬以释放停留刹车。查看 P10 板上的停留刹车灯熄灭。

注：踩正、副驾驶刹车脚蹬都可松停留刹车。

f.用正或副驾驶刹车脚蹬释放停留刹车储压器内的压力，双脚同时反复全踩/松脚蹬至少 10 次，直到驾驶舱刹车压力表指示不下降为止。

g.来到主起落架支承臂前面、起落架轴颈外侧盖板处，通过机翼后缘内侧下部结构盖板（左 551TB、右 651TB），找到防滞刹车梭形活门。

警戒：只拆下梭形活门滑阀堵头，如果拆活门，其快速弹出会伤及人员。

h.从相应防滞梭形活门组件上拆下滑阀堵头（只拆堵头，不拆活门）。通过下面的表和附图来确定解除某个刹车应拆除的滑阀堵头。

左机轮刹车	左防滞梭形活门组件	右机轮刹车	右防滞梭形活门组件
1 号（前外）	*活门“BRK A”	3 号（前内）	*活门“BRK C”
2 号（前内）	*活门“BRK B”	4 号（前外）	*活门“BRK D”
5 号（后外）	*活门“BRK C”	7 号（后内）	*活门“BRK A”
6 号（后内）	*活门“BRK D”	8 号（后外）	*活门“BRK B”
*标志打在活门组件上			

i.在拆下端梭形活门的盖子上安装放行断开工具（见 P1.0 注），用 50 磅英寸力矩拧紧，打上保险。

j.来到主电子/电气设备中心，找到 E1-1 架上的防滞/自动刹车控制组件。

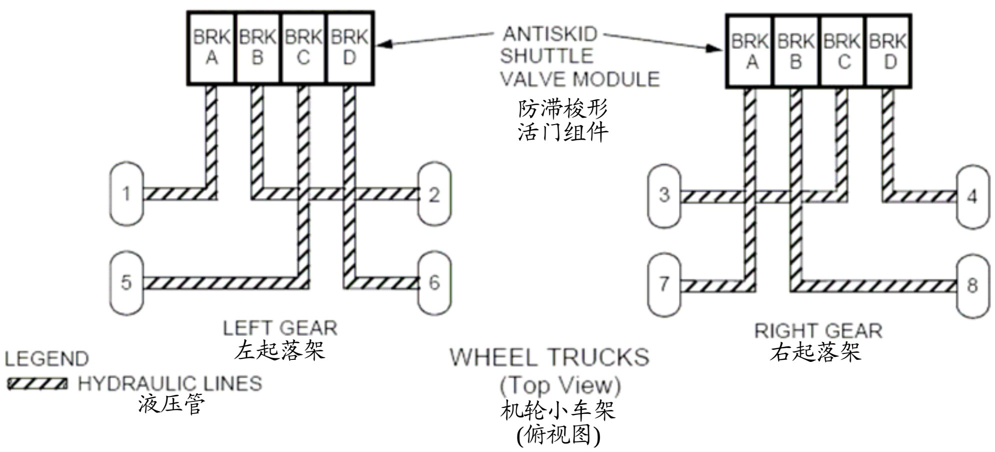
k.将刹车测试失能选择器置于已解除工作的刹车位。

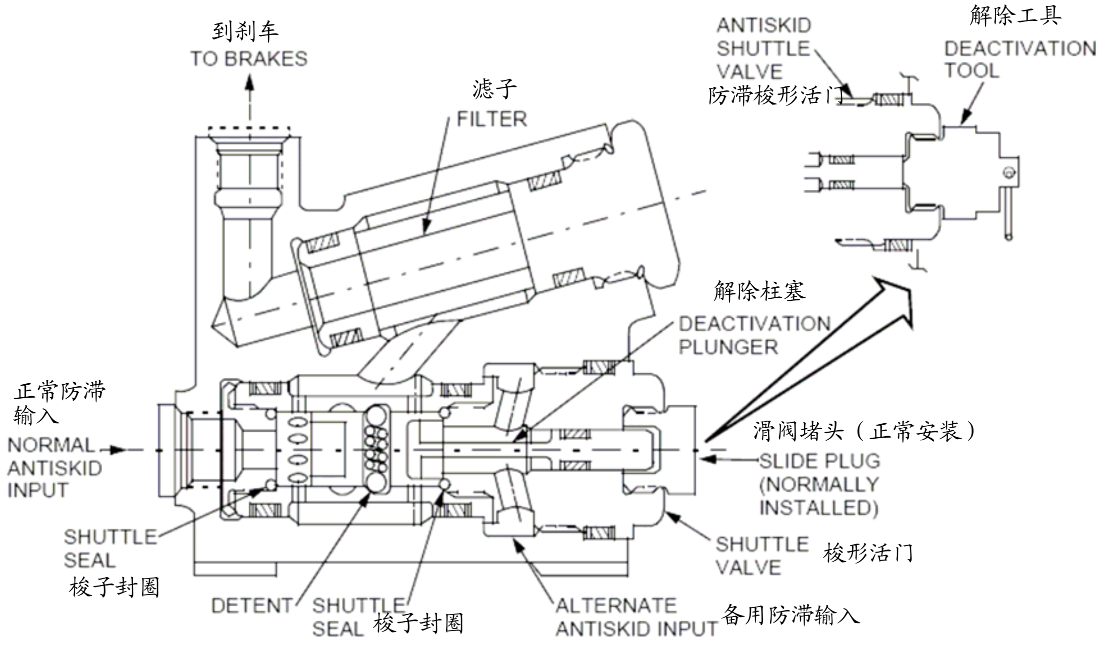
2）测试机轮是否已解除刹车。

a.向右系统供压。

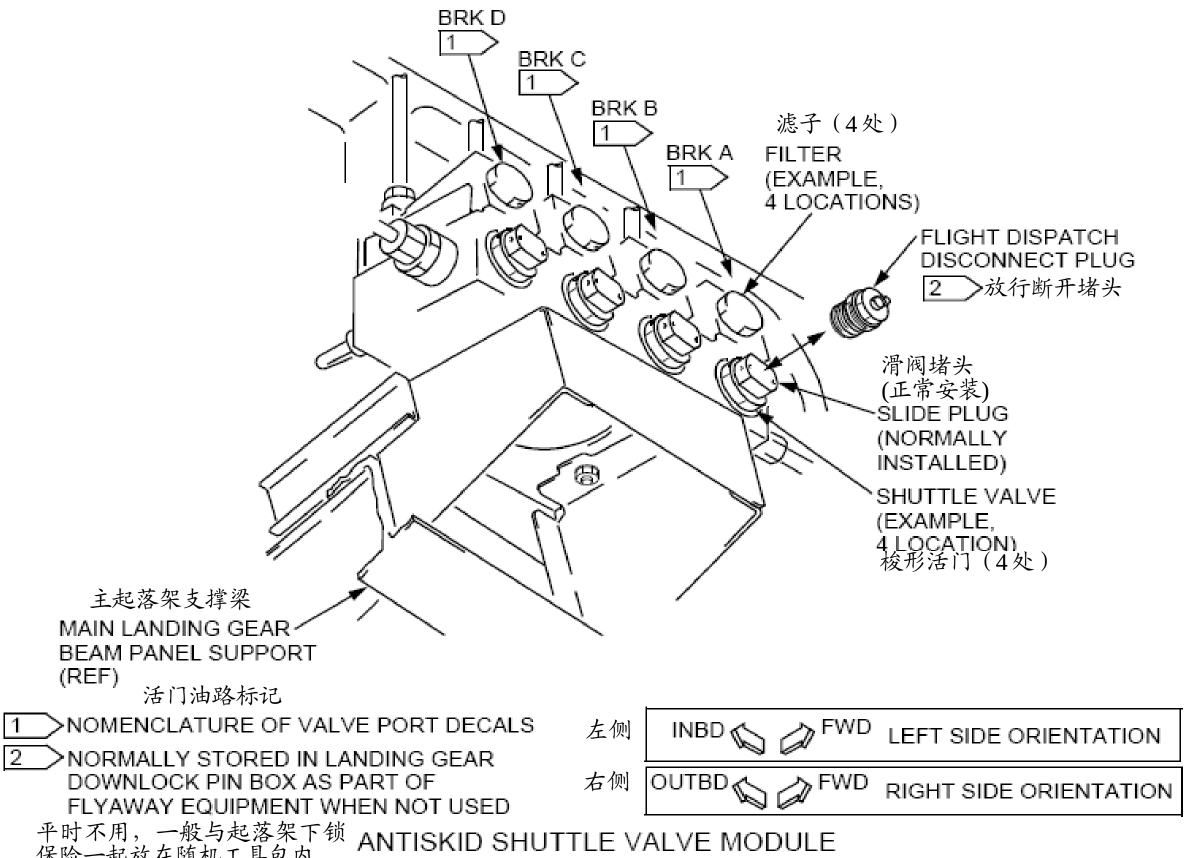
b.踩/松正或副驾驶脚蹬数次，在观察其它刹车机构运动时，查看被解除工作的刹车磨损指示销（或活塞和调节器）不再移动或变化位置。

c.恢复飞机至所需形态。并将防滞/自动刹车控制组件的选择放在不工作的刹车位置来放行飞机。





ANTISKID SHUTTLE VALVE MODULE
防滞梭形活门组件



ANTISKID SHUTTLE VALVE MODULE
防滞梭形活门组件

B.方法 B—堵住刹车管路：

1）按以下步骤，在刹车断开接头上断开刹车管路：

a.检查已正确装好起落架下锁销并挡好轮挡（参见 AMM 32-00-20）。

b.释放右和中液压系统压力（参见 AMM 29-11-00）。

c.给飞机供电（参见 AMM24-22-00）。

d.给飞机供电并踩/松刹车脚蹬以释放停留刹车。查看 P10 板上的停留刹车灯熄灭。

注：踩正、副驾驶刹车脚蹬都可松停留刹车。

e.用正或副驾驶的刹车脚蹬释放停留刹车储压器内的压力。双脚同时反复全踩/松双脚蹬至少 10 次，直到驾驶舱刹车压力表指示不下降为止。

f.从刹车断开接头上拆下刹车液压管。在刹车管上装堵头，并用 P/N BACS38K3D 将刹车管固定在起落架轮轴小车上。使其在收起落架时不影响刹车装置转动。

注 1：在刹车断开接头处连接刹车液压管的部分称之为刹车断开—刹车液压管部分。在刹车断开接头处连接刹车的部分称之为刹车断开—刹车部分。

注 2：刹车断开具有在刹车部分释压的功能；不需要打开刹车供给接头放行。

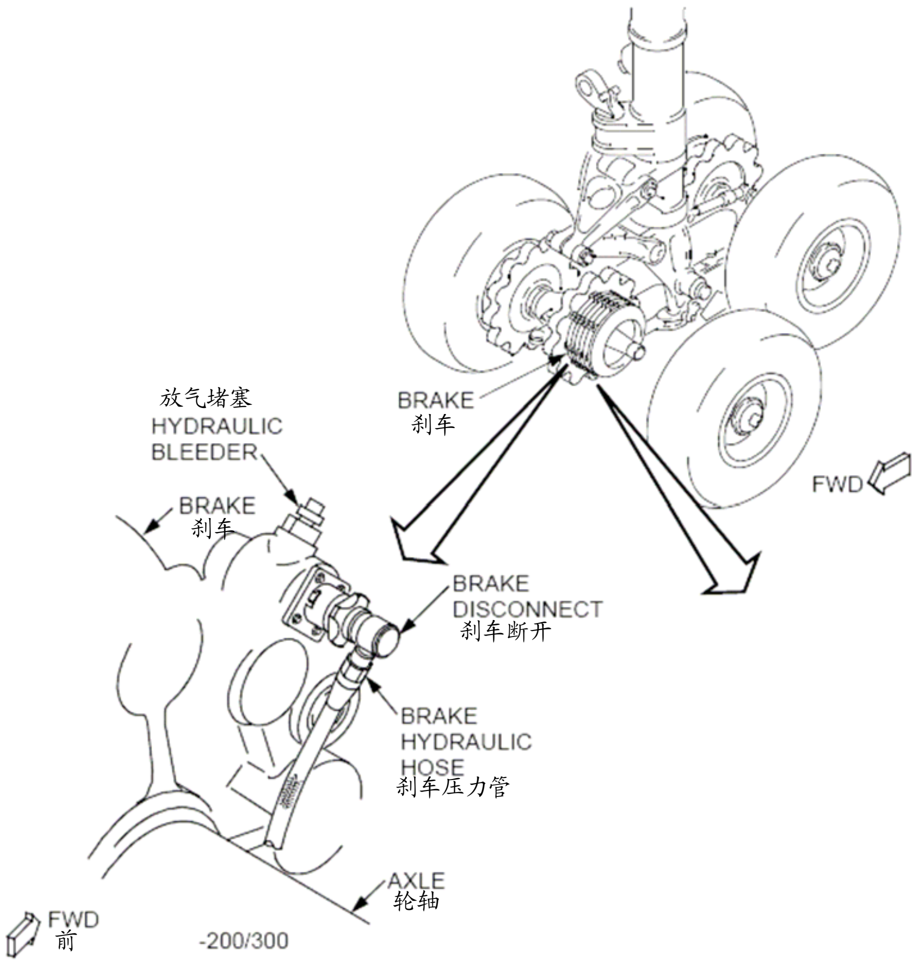
g.来到主电子/电气设备中心，找到 E1-1 架上的防滞/自动刹车控制组件。

h.将刹车测试失能选择器置于已解除工作的刹车位（抑制与解除工作的刹车相关的故障信息）。

I.向右液压系统增压。

J.踩刹车脚蹬提供刹车压力以检查渗漏。

k.恢复飞机至所需形态。



TYPICAL MAIN GEAR BRAKE LINE DISCONNECT FITTING INSTALLATION

主起落架刹车管断开堵头安装

<u>操作程序（O）</u>

1.安装了刹车断开工具：

因解除了某个刹车装置的工作，飞机制动距离会增加。按飞行手册刹车解除时的有关规定调整起飞和着陆性能。

2.已堵上刹车液压管：

A.起飞后至少要等 2 分钟，待机轮停转后再收起落架。

B.起落架放下时，对驾驶舱会有以下影响：

1）起落架（前、左、右）放下灯保持点亮。

2）高度警告不可用。

3）如果襟翼放下到着陆时的襟翼位置（25 或 30），增强型近地警告系统（EGPWS）模式 3（Don’t Sink）和模式 4（Too Low Terrain）不可用。

4）TCAS 下位天线将不会切换到全向位置。

C.起飞性能：对于所有 767 飞机的允许起飞重量，是指刹车被解除后所需的跑道长度对应的、按爬升或障碍物调整后的限制重量。

1）对于一个刹车被解除后调整起飞和着陆跑道长度的性能，应遵循 AFM 数据。不要使用改进爬升性能。

2）要减少 AFM 第二阶段（起落架收上）爬升限制重量，使用下面所示的爬升限制减少率表。因为起落架 2 分钟后就已经收上，不利因素不会对最后爬升阶段产生影响。

3）越障限制重量的减少按照下面所示的障碍物限制减少率表。越障的调整适用于延伸的第二阶段爬升。按照 MCT 光洁程序，延伸的第二阶段爬升最后达到的高度必须越过所有的障碍。

型号/发动机	襟翼	起飞爬升	起飞越障
-300/RB211	5	54,000 1b（24,495kg）	54,000 1b（24,495kg）
	15	45,000 1b（20,412kg）	49,000 1b（22,227kg）
	20	40,000 1b（18,144kg）	46,000 1b（20,866kg）

有意留空

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-41-2 刹车源指示灯	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求验证相关的 EICAS 咨询信息工作正常。
	B	1	0	（M）允许失效，但要求： a）中央和右液压系统低压灯工作正常，且 b）验证正常和备用刹车系统及刹车储压器工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

刹车源指示灯处挂牌—“灯失效”。

维护程序（M）

1.刹车源指示灯失效时，只要 EICAS 咨询信息工作正常，允许放行飞机。按下述步骤验证 BRAKE SOURCE 咨询信息工作正常：
A.飞机已供电并增压。
B.将 P5 板上的右和中液压系统放在 OFF 位。
C.验证 EICAS 上显示 BRAKE SOURCE 咨询信息。
D.将 P5 板上的右和中液压系统放在 AUTO 位。
E.验证 BRAKE SOURCE 咨询信息消失。

2.刹车源指示灯和相关 EICAS 咨询信息均失效时，只要完成下述工作，允许放行飞机。检查正常和备用液压刹车系统及刹车储压器工作正常：
A.检查起落架下锁安全销已插上，轮挡已挡好（参见 AMM 32-00-20）。
B.全踩下机长或副驾驶双脚蹬以松开停留刹车，然后松开脚蹬。
C.用一电动泵向右系统增压，观察右系统压力灯没有点亮。

D.用一电动泵向中系统增压，观察中系统压力灯没有点亮。
E.踩下/松开机长或副驾驶双脚蹬至少 10 次。踩下脚蹬时，相应刹车压力表应瞬时下跌 2000～2500psi。
注：应同时踩下/松开双脚蹬，两次踩刹车之间至少应有 5 秒钟间歇。
F.检查副驾驶主仪表板 P3 上的刹车压力表指示为 2850～3500psig。
G.在不刹车的情况下释放右系统压力，观察右系统压力灯点亮。
H.踩下/松开机长或副驾驶双脚蹬。观察在踩刹车时刹车压力表不下跌，但在每次踩刹车时，中系统压力（EICAS 电气/液压页面）会瞬时下跌 2000～2500psig。
I.查看 P3 板上的刹车压力表指示 2850～3500psig。
J.在不刹车的情况下释放中系统压力。
K.踩下/松开机长或副驾驶双脚蹬至少 7 次。
L.每次踩下刹车时查看 P3 板上的刹车压力表指示值都有下降，最终压力应为 850～1200psig。
注：如果第 L 步成功通过，说明储压器充压正常。
M.恢复飞机至所需形态。

操作程序（O）
在非正常程序检查单中，使用 EICAS 咨询信息 BRAKE SOURCE 替代刹车源灯。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-41-3 起落架收上刹车系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）起飞后，至少等待 2 分钟再收起落架，且 b）起飞性能遵守起落架伸出的规定。

EICAS 状态信息

无

挂牌

起落架手柄处挂牌—“空中机轮刹车失效”。

操作程序（O）

1.在起飞后，让起落架留在伸出位置至少 2 分钟，待机轮停转后再收起落架。

2.起飞爬升和飞越障碍物所需的起飞性能必须参照 AFM“起落架放下”附录或等效的操作手册/飞行计划和性能手册中的性能数据，性能减载参照 MEL 32-41-1 项堵住刹车油路的操作程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-42-1 防滞刹车系统	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）按 AFM 中防滞刹车失效飞行的规定减载，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
1）通道	C	8	7	（M）（O）允许一个通道及相应的刹车失效（将刹车解除工作或堵住管路），但要求： a）按批准的程序解除刹车工作，且 b）对所选择的程序按 AFM 规定减载。

注 1：防滞系统失效放行飞机，要求解除不工作防滞通道，正常通道保持工作。维护程序（M）的步骤 2 给出了仅解除不工作通道放行的方法，步骤 3 给出了解除整个防滞系统放行的方法。

注 2： MEL 32-42-1 项包括了除备用防滞活门外的正常和备用防滞系统故障（包括传感器故障）。备用防滞活门故障请参照 MEL 32-42-2 项放行。

EICAS 状态信息

ALTN ANTISKID

NORM ANTISKID

挂牌

飞行记录本上注明（两个或多个通道失效）—“防滞刹车失效”。

自动刹车电门处视情挂牌—“自动刹车失效”。

飞行记录本上视情注明—“一个刹车失效”—“已安装解除工具”。

飞行记录本上视情注明—“一个刹车失效”—“已堵住刹车管路”。

维护程序（M）

1.一个通道失效放行，参照 MEL 32-41-1 项解除相关刹车。

2.防滞系统两个或多个通道失效放行，参照以下步骤 A 或 B 解除不工作通道（工作通道保持使用），或按照步骤 3 解除整个系统。

A.使用 EICAS 防滞咨询信息解除不工作通道：

1）飞机通电后，拔出 P11 板上的四个防滞跳开关（防滞 1-5、防滞 2-6、防滞 3-7、防滞 4-8），会出现 ANTISKID OFF 的 EICAS 信息。

2）每次闭合一个跳开关，完成以下工作：

a.如果 ANTISKID OFF 信息仍然存在，说明这一对通道有故障。拔出并卡住该通道跳开关。

b.如果 ANTISKID OFF 信息消失，而 ANTISKID 咨询信息仍然存在，说明这一对通道工作正常。在检查其它通道之前，请将工作通道跳开关再次拔出。

3）四对通道全部检查完后，闭合所有工作通道的跳开关。

4）挂标牌“防滞失效”。

5）选择自动刹车断开，并挂标牌—“自动刹车失效”。

B.使用 BITE 检查，解除失效通道的工作：

1）在电子设备舱 E1-1 架接近防滞/自动刹车控制组件，

2）通过按压 BIT 键至 TEST END，并记录全部故障。

3）通过按压 RESET 键清除故障。

4）通过按压 BIT 键至 TEST END，并记录再次出现的故障。

5）拔出并卡住故障代码对应的通道的跳开关（故障码：XDCR—或者 BOX—）。

故障代码	跳开关
XDCR1、XDCR5、BOX1-5	防滞 1-5
XDCR2、XDCR6、BOX2-6	防滞 2-6
XDCR3、XDCR7、BOX3-7	防滞 3-7
XDCR4、XDCR8、BOX4-8	防滞 4-8

6）选择自动刹车断开，并挂标牌“自动刹车失效”。

3.对于整个防滞系统通道失效的放行，按下述步骤解除整个系统的工作：

A.在飞行记录本上注明并在防滞刹车电门上挂牌—“防滞失效”。

B.拔出并卡住 P11 板上的四个跳开关（防滞 1-5、防滞 2-6、防滞 3-7、防滞 4-8）。

C.选择自动刹车断开，并在电门上挂标牌“自动刹车失效”。

操作程序（O）

1.防滞系统失效（两个或多个通道失效）：

A.起飞和着陆性能必须遵守 AFM 中防滞失效的相关规定。

B.选择自动刹车关断。

C.着陆后或中断起飞时：

1）收回油门杆和升起减速板。

2）开始刹车时先轻踩脚蹬，随着地速的减少而加大力量。

D.III 类气象条件的最低操作需要自动刹车系统工作正常。

2.一个刹车解除工作（一个防滞通道失效）：

A.通过安装断开工具来解除一个刹车的工作时：停止距离会加长。起飞和着陆性能的调节应与 AFM 中一个刹车解除工作时的规定一致。

B.如果刹车油管被堵住：

1）起飞后，起落架保持伸出状态至少 2 分钟，等主轮停转后再收起落架。

2）因此起飞爬升和越障性能会受影响，请参照 AFM 的起落架放下附录或操作手册/飞行计划和性能手册数据做相应调整。性能减载参照 MEL 32-41-1 项中有关堵住刹车油路的操作程序。

注：如果存在传感器故障，会出现 ALTN ANTISKID 的 EICAS 状态信息。机组应清楚空中右液压系统失效会导致防滞灯亮和信息出现，备用刹车系统效率会下降。使用刹车时要倍加留神。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-42-2 备用防滞活门	C	4	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）验证相关轮子的备用刹车系统具有人工刹车功能，且 b）正常防滞系统工作正常。
	C	4	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）验证相关轮子的备用刹车系统具有人工刹车功能，且 b）防滞失效操作时需按 AFM 进行性能减载。

注：对于除备用防滞活门失效外的其它正常和备用防滞系统的故障，请参阅 MEL 32-42-1 项的有关放行条件。

EICAS 状态信息

ALTN ANTISKID

挂牌

飞行记录本上注明。

维护程序（M）

1.验证受影响的机轮上具有人工刹车功能：

A.提供电源。B.挡上轮挡。C. 松开停留刹车。D. 将右系统释压。E. 向中系统供压。F. 踩下/松开刹车脚蹬。观察刹车组件磨损指示销，确信能刹/松刹车。G. 如果所有机轮均有刹车和松刹，说明备用刹车系统的人工刹车功能正常，可以放行飞机，无需进一步的维护。

2.如果人工刹车不起作用，做以下程序之一：

注： 两个程序都用于解除失效的备用防滞活门。第一个程序解除防滞系统并要求做 AFM 的性能减载。第二个程序解除失效的备用防滞活门，但正常的防滞/自动刹车系统仍然正常工作。

A.拔出相应的跳开关解除受影响刹车的防滞系统：

1）若不用的刹车在左起落架，拔出并卡住跳开关 ANTISKID1-5 和/或 ANTISKID 2-6。

2）若不用的刹车在右起落架，拔出并卡住跳开关 ANTISKID3-7 和/或 ANTISKID 4-8。

3）踩下/松开刹车脚蹬，观察刹车组件磨损指示销，确信能刹/松刹车。

4）如果所有机轮均有刹车/松刹，说明备用刹车系统的人工刹车功能正常，可以放行飞机。

5）飞行记录本上注明—“防滞失效”。

6）通知飞行签派部门，防滞系统已解除工作。

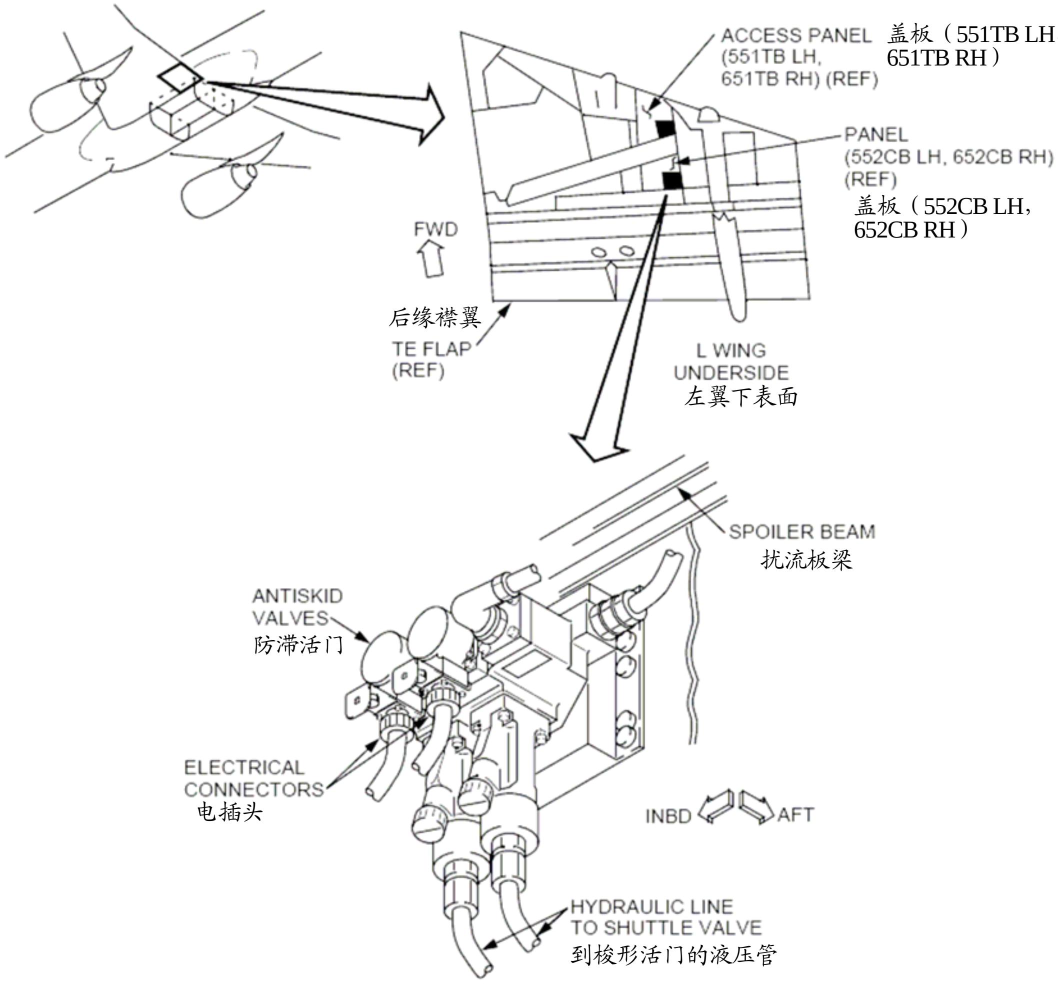
B.解除受影响刹车的备用防滞活门的工作：

1）拆下并收好受影响的备用防滞活门上的电插头（见图示）。

机轮	活门号	活门位置
1 和 2	V37	左翼、外侧
3 和 4	V39	右翼、外侧
5 和 6	V38	左翼、内侧
7 和 8	V40	右翼、内侧

2）踩下/松开刹车脚蹬，观察刹车组件磨损指示销，确信能刹/松刹车。

3）如果所有机轮均有刹车/松刹，说明备用刹车系统的人工刹车功能正常，可以放行飞行。



ALTERNATE ANTISKID MODULE
备用防滞组件

操作程序（O）

1.失效的备用防滞活门并不影响正常刹车系统。但是机组应该知道，如果在飞行中右系统失去压力，将导致防滞灯点亮并出现信息，这就表明备用系统的刹车效果有所降低。若此情况发生，使用刹车时要加倍留神。

2.如果防滞系统失效：

A.使用相应的 AFM 防滞系统失效时的性能减载。

B.选择自动刹车关断。

C.考虑跑道情况，适度使用刹车。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-42-3 防滞刹车灯	C	1	0	（M）允许失效，但要求验证防滞系统工作正常。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求参照 AFM 防滞失效操作的相关规定进行性能减载。

EICAS 状态信息

无

挂牌

防滞刹车灯处挂牌—“防滞刹车灯失效”。

维护程序（M）

1.按下述步骤验证防滞系统工作正常：

A.飞机有电，挡好轮挡，松开停留刹车。

B.在主 E/E 设备舱的 E1-1 架上找到防滞/自动刹车控制组件，做下列工作：

1）按压 BIT 电门以便调出所有故障，直到显示 TEST END 为止。在此过程中检查没出现 PARK BRAKE 信息（表示停留刹车控制/活门不一致）。

2）按压 RESET 电门以清除内存。

3）按压 BIT 电门，记录再现故障，直到显示 TEST END。

C．恢复飞机至所需形态。

2.防滞刹车失效时，参阅 MEL 32-42-1 项的维护程序。

操作程序（O）

1.防滞系统失效：

A.起飞和着陆性能必须与 AFM 上防滞失效时的规定一致。

B.防滞系统所有通道失效（所有通道解除了工作或防滞电门放在关位）时，自动刹车系统也失效，不能使用自动刹车。

C.着陆后或中断起飞时：

1）收回油门杆，升起减速板。

2）开始刹车时先轻踩脚蹬，随地速的减少而加大力量。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-42-4 自动刹车系统	C	1	0	允许失效，但要求： a)自动刹车电门关断时自动刹车灯不亮，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不要设置自动刹车。
	C	1	0	（M）允许在自动刹车电门关断且自动刹车灯亮时失效，但要求： a）确认自动刹车电磁阀已关闭，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不要设置自动刹车。
	C	1	0	（M）允许在自动刹车电门关断且自动刹车灯亮时失效，但要求： a）解除了自动刹车组件的工作，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不要设置自动刹车。

EICAS 状态信息

无

挂牌

自动刹车选择器处挂牌—“自动刹车失效”。

维护程序（M）

1.验证自动刹车电磁阀处于关闭位。

A.给飞机供电。

B.挡上轮挡。

C.松开停留刹车。

D.全收双发油门杆。

E. 将自动刹车选择电门放在 OFF 位。

F. 向右系统供压。

G. 如果自动刹车灯不亮，表明自动刹车电磁阀已关闭。此时可按 MEL 放行飞机，无需进一步的维护。

H.如果自动刹车灯仍亮，应做下述工作：

1）释放右和中系统压力。

2）反复踩/松刹车，直到副驾驶仪表板上的刹车储压器压力表不再下降为止（约 1000psi）。

3）如果自动刹车灯仍然亮，则表明自动刹车电磁阀压力电门或指示系统故障，而自动刹车电磁阀是关闭的。此时可按 MEL 放行飞机，无需进一步的维护。

4）如果自动刹车灯已不再亮，表明自动刹车电磁阀失效在打开位，须按步骤 2 解除自动刹车活门组件的工作。

2.解除自动刹车组件的工作：

A.释放中和右系统压力。

B.释放右系统油箱压力（参看 AMM 29-11-00）。

C.反复踩/松刹车，直到副驾驶仪表板上的刹车储压器压力表不再下降为止（约 1000psi）。

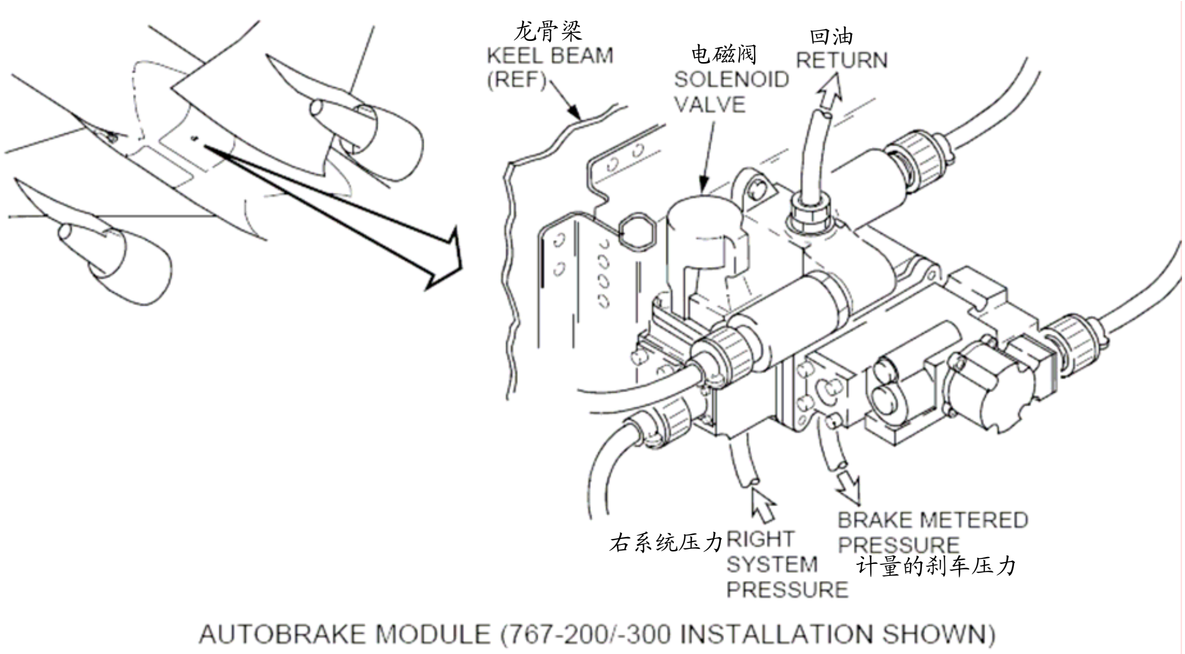
D.拔出 P11 板上的下列跳开关，并挂上“不要闭合”标牌。

1）11U12，AUTOBRK ANTISKID TEST IND 1。

2）11U21，AUTOBRK ANTISKID TEST IND 2。

警告：接近自动刹车组件前必须装好舱门锁（参看 AMM 32-00-15）。如果门锁没有装好，舱门的快速运动会伤人损物。

E.在右主轮舱前承压隔板处，龙骨梁腹板支架上找到自动刹车活门组件。



自动刹车组件

F.拆下、加盖并收藏好 4 个电插头：D2196、D2198、D2200 和 D2202。

注：解除工作后的自动刹车活门组件可以留在原位，也可以拆下。在此情况下，用一根管子将刹车供油与回油路（不管经不经过活门组件）连通，以防因自动刹车梭形活门渗漏导致驾驶员松开刹车脚蹬时机轮刹车松不开。

G.完成以下步骤 1）或 2）：

1）活门解除工作后留在原位：

a.断开系统压力管，并用 BACP20AU8J（K 或 S）堵住系统压力管（参看 AMM 32-42-09）。

b. 用 BACC14AD8J（或同等）堵住活门压力口。

2）拆下自动刹车活门组件：

a.拆下活门组件（参看 AMM 32-42-09）。

b.断开系统压力管，并用 BACP20AU8J（K 或 S）堵住压力管（参看 AMM 32-42-09）。

c.用一段管子或软管将刹车供油与回油路连通（参看 AMM 20-10-09）。

H.取下“不要闭合”标牌，闭合 P11 板上的下列跳开关：

1）11U12，AUTOBRK ANTISKID TEST IND 1。

2）11U21，AUTOBRK ANTISKID TEST IND 2。

I.向右系统加压，以检查是否漏油（参看 AMM 29-11-00）。

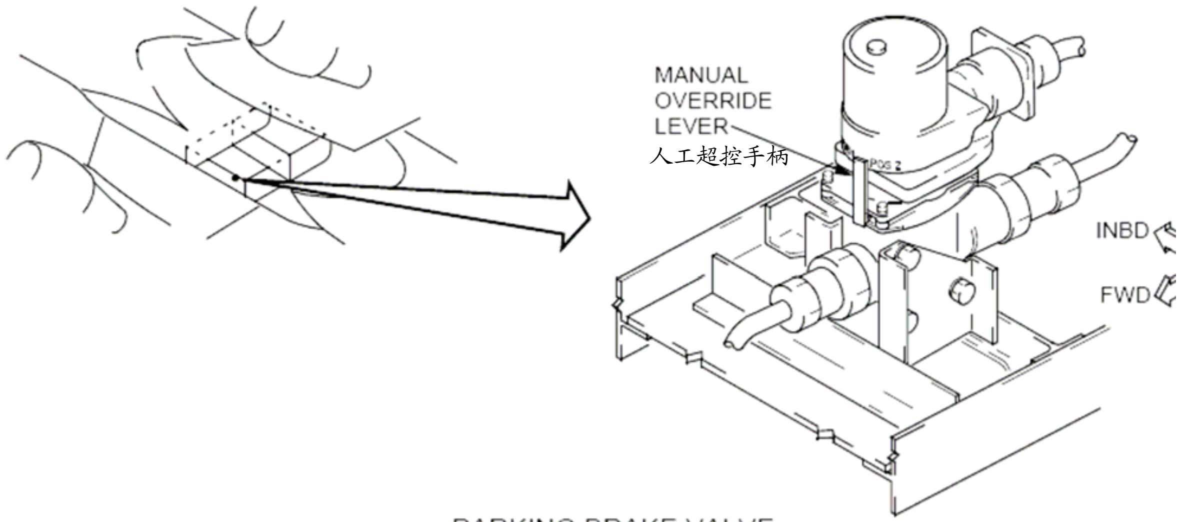
J.恢复飞机至正常状态。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-44-2 停留刹车活门	C	1	0	（M）（O）允许失效在关闭位，但要求遵守 AFM 中防滞刹车失效时的性能减载规定。

EICAS 状态信息
无

挂牌
中央操纵台停留刹车灯处挂牌—“停留刹车灯失效”。
停留刹车手柄处挂牌—“停留刹车活门失效”。
飞行记录本上注明—“防滞刹车失效”。
自动刹车电门处挂牌—“自动刹车失效”。

维护程序（M）
1.按下述步骤检查停留刹车活门在全关位：
A.飞机有电，挡好轮挡，松开停留刹车。
B.拔出并卡住 P6 板上 PARKING BRAKE VALVE 跳开关。
C. 在右轮舱中找到活门。
警告：接近停留刹车活门前装好舱门锁（参看 AMM 32-00-15）。如果门锁没有装好，舱门的快速运动会伤人损物。
D.人工将活门位置超控手柄置于全关位（位置 2）。
2.停留刹车松，防滞刹车电门接通，确认防滞刹车灯亮，EICAS 上显示 ANTISKID OFF 信息。将防滞刹车电门保持在接通位。
3.恢复飞机至所需状态。
4.通知飞行签派部门，已解除防滞系统的工作。



PARKING BRAKE VALVE
停留刹车活门

操作程序（O）

1.起飞和着陆性能必须与 AFM 上防滞失效时的规定一致。

2.将自动刹车放到关断位。

3.着陆后和中断起飞时：

A.收回油门杆，升起减速板。

B.开始刹车时先轻踩脚蹬，随地速的减小而加大力量。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-44-3 停留刹车灯 1）停留刹车灯	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）停留刹车活门工作正常，且 b）每个飞行日验证防滞灯工作正常。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求按 AFM 防滞刹车失效时的规定减载。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求验证 EICAS 咨询信息 PARKING BRAKE 工作正常。
2）前起落架上的停留刹车状态指示灯（停留刹车设置、接通、关断）	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

操作台上停留刹车指示灯处挂牌—“停留刹车灯失效”。
飞行记录本上注明—“防滞刹车失效”。

维护程序（M）

1.前起落架上的停留刹车状态指示灯（停留刹车设置/接通/关断）失效时：
A.建立地面与驾驶舱的通信联络。
B.当设置停留刹车时机上人员通知地面人员。

2.验证防滞指示灯监测器工作正常：

A.防滞电门放在 ON 位。

B.向液压刹车和停留刹车系统供电，给右系统增压。

C.确认主配电板 P6 上的 PARKING BRAKE 跳开关闭合。

D.拉出中央操纵台上的停留刹车手柄，将机长双脚蹬踩到底，然后松开以刹住停留刹车。

E.检查 P5 板上的防滞灯不亮。

F.拔出 PARKING BRAKE 跳开关。

G.松开刹车脚蹬以松开停留刹车。

H.大约 3 秒钟后，确认防滞灯点亮。

I.闭合 PARKING BRAKE 跳开关，确认防滞灯熄灭。

J.拉出中央操纵台上的停留刹车手柄，将机长双脚蹬踩到底，然后松开以刹住停留刹车。

K.将 P61 板上的构型测试电门保持在 T/O（起飞）位置。

L.确认出现停留刹车起飞警告信息。

M.松开停留刹车。

N.确认停留刹车起飞警告信息消失。

O.确认防滞灯熄灭。

P.松开构型测试电门。

Q.拔出 PARKING BRAKE 跳开关。

R.确认防滞灯熄灭（至少等 3 秒钟）。

S.闭合 PARKING BRAKE 跳开关。

T.恢复飞机至所需形态。

<u>操作程序（O）</u>

1.当停留刹车刹上时，确信 EICAS 上显示 PARKING BRAKE 咨询信息。

2.当松开停留刹车时：

A.检查 P5 板上的防滞灯熄灭。

B.如果防滞灯还亮，须按防滞刹车系统失效放行，但让防滞电门保持在 ON 位。

3.防滞刹车系统失效时：

A.起飞和着陆性能必须与 AFM 中防滞刹车失效时的规定一致。

B.开始刹车时轻踩脚蹬。

4.前起落架上的停留刹车状态指示灯（停留刹车设置/接通/关断）失效时：

A.建立地面与驾驶舱的通信联络。

B.当设置停留刹车时通知地面人员。

前起落架上的停留刹车状态指示灯（停留刹车设置/接通/关断）失效时的备用程序：
A.飞行机组通过驾驶舱内话系统与地面人员建立通信联络。
B.当设置停留刹车时，飞行机组通过驾驶舱内话系统通知地面人员。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-44-4 刹车储压器压力表（主轮舱内）	C	1	0	允许失效，但要求驾驶舱中的相应指示工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-44-5 刹车压力表（驾驶舱）	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）每个飞行日验证刹车储压器气压力正常，且 b）右系统低压灯工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

副驾驶主仪表板上的刹车压力表处挂牌—“刹车压力表失效”。

维护程序（M）

按下述步骤验证刹车储压器气压力正常：

1.检查起落架下锁销已插好，挡好轮挡。

2.释放右和中系统压力，确认 P5 板上的右系统压力指示灯点亮。

3.向液压刹车系统供电。

4.向右系统增压，确认 P5 板上右系统压力指示灯熄灭。

5.在右轮舱后部内侧（见图示），找到储压器。

警告：接近停留刹车储压器前必须装好舱门锁（参看 AMM 32-00-15），如果门锁没有装好，舱门的快速运动会伤人损物。

6.确认储压器压力表的指示为 3000～3500psig。

7.关断液压泵。

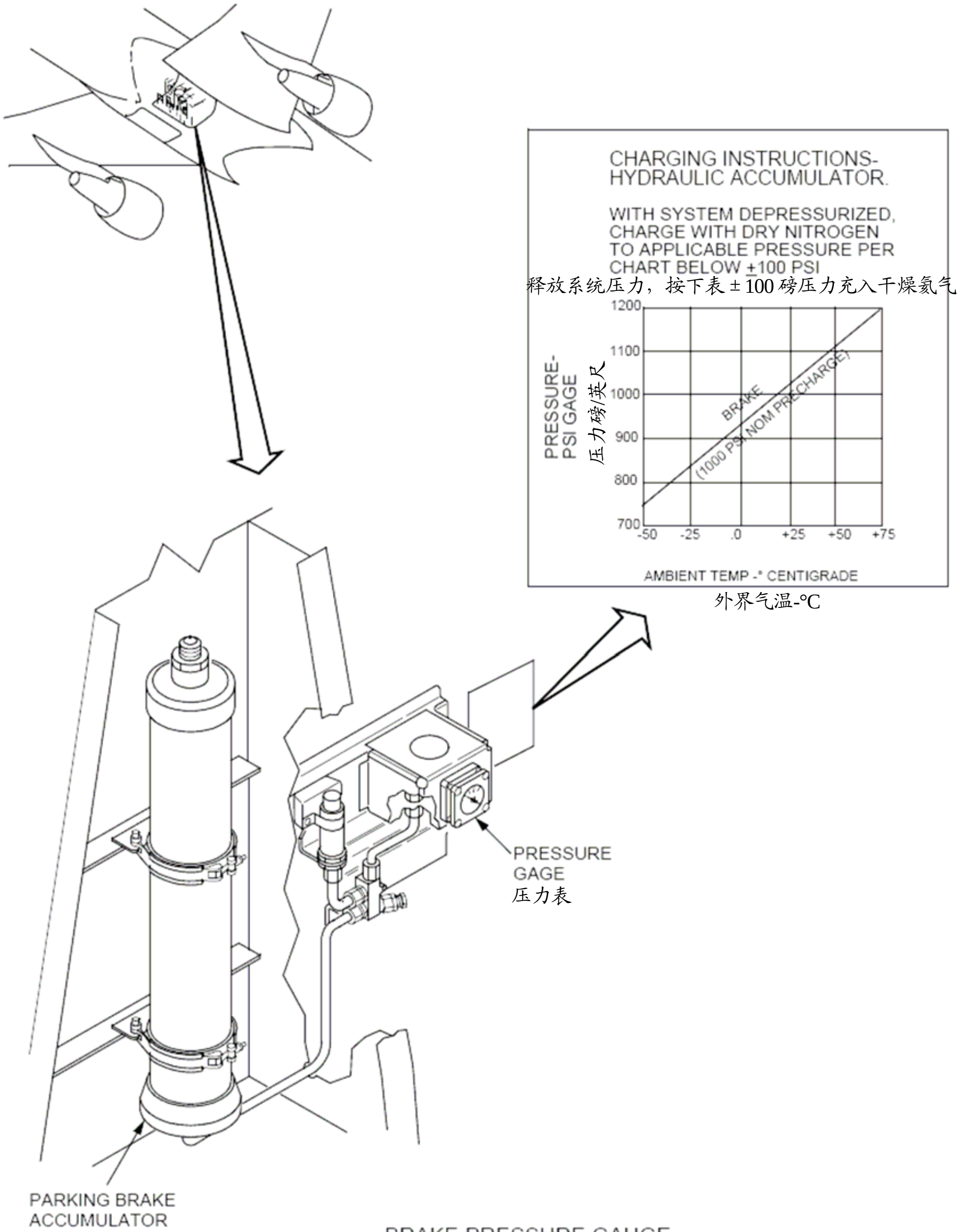
8.同时踩下/松开正或副驾驶双脚蹬至少 10 次，以释放停留刹车储压器压力，确认右系统压力指示灯点亮。

注：两次踩刹车的间隔至少为 5 秒钟。

9.确认刹车储压器压力为 850～1200psig。

注：当大气温度低于 68℉（20℃）时，储压器压力应低于 1000PSI。在储压器附近的标牌上面有外界气温与充气压力关系曲线图。

10.恢复飞机至所需状态。



BRAKE PRESSURE GAUGE
刹车压力表

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-45-2 前轮滞动块	C	2	0	（M）允许损坏或缺失。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上注明—“前轮滞动块损坏或缺失”。

维护程序（M）

确信没有暴露的螺钉或金属片会损坏轮胎。如果滞动块一部分丢掉，则按需要拆去暴露的螺钉/铆钉。如果弹力臂断裂，则拆下螺钉和剩余的部分。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-46-1 机轮刹车温度指示系统（BTMS）	D	1	0	

注：该项目包括 EICAS 下显示器上的刹车温度指示和起落架手柄上方的刹车温度指示灯。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上视情注明—“轮子刹车温度指示失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-51-1 方向舵脚蹬前轮转弯	B	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用脚蹬转弯，且 b）所有起飞和着陆由飞行员操纵转弯手轮。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在每个驾驶员的空速表处挂—“方向舵脚蹬前轮转弯失效”。

维护程序（M）

1.目视检查驾驶舱地板下的方向舵脚蹬互联机构的失效不会卡阻其它操纵系统。
2.按下述步骤测试手轮转弯系统的工作：
  A.检查起落架地面安全锁销已插好。
  B.将前轮转弯计量活门上的牵引手柄置于 TOW（牵引）位置，并装上保险销。
  C.用机长手轮操纵前轮转弯左、右满行程，确信系统无卡阻现象。
  D.恢复飞机至所需状态。

操作程序（O）

警戒：当空速超过 20 海里/小时时，驾驶员使用前轮转弯手轮要加倍小心，以防止过度操作导致失去方向控制。

应通知机组，由左座驾驶员主持飞行，并使用下列程序：

起飞：在方向舵起作用前（空速约 40～50 海里/小时），应用转弯手轮手动转弯。与此同时，右座应协助左座保持机翼水平，并稍向前推杆，直到不再需要有手轮转弯为止。

着陆：在着陆滑跑时，左座应根据需要兼用方向舵和转弯手轮。右座应协助保持机翼水平，并稍向前推杆。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-61-1 起落架舱门灯系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求验证 EICAS 咨询信息 GEAR DOORS 工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
起落架舱门灯处挂牌—“舱门灯失效”。

维护程序（M）
1.打开主轮舱，装上舱门锁。
警告：按 AMM 32-00-15 锁安装程序装好舱门锁，以防舱门快速运动伤人损物。
2. 35 秒钟后，确认 EICAS 上显示 GEAR DOOR 咨询信息。
3. 拆去舱门锁，关上主起落架舱门。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-61-2 起落架舱门锁临近传感器				
1）系统 1	C	4	3	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）进行相应的性能调整，且 b）每次起飞前验证系统 1 其余的传感器和所有系统 2 的传感器均工作正常。
2）系统 2	C	4	3	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）旅客通知系统的人工方式工作正常并建立和使用采用该方式的程序，且 b）每次起飞前验证所有系统 1 和系统 2 的其余传感器均工作正常。 注：一个失效的系统 2 传感器可导致驾驶舱旅客通知系统自动功能失效时。

注：一个或多个传感器失效将产生 LDG GEAR MONITOR 状态信息。两个或两个以上传感器（每个系统一个）失效将产生不能放行的 GEAR DOORS 咨询信息和/或 GEAR DISAGREE 警戒信息。要注意的是前起落架放下时前起落架舱门传感器将被抑制。

EICAS 状态信息

LDG GEAR MONITOR

挂牌

飞行记录本上视情注明—“起落架舱门系统 1（2）传感器失效”。

维护程序（M）

每次飞行前，验证只有一个舱门锁传感器失效：

1.在主 E/E 设备舱，找到临近电门电子组件（PSEU）。

2.进行自检—失效的传感器将被列在 PSEU 的 SYS 1 和 SYS 2 指示标牌上，如 L LATCH LOCKED（左锁锁定）、R LATCH LOCKED（右锁锁定）、L NOSE DOOR CLOSED（左前舱门关）、或 R NOSE DOOR CLOSED（右前舱门关）等。

操作程序（O）

1.若系统 1 失效：

注：如果系统 1 的一个传感器失效，当 ADP 电门放 AUTO 位时，ADP 将继续工作。

A.性能减载如下:

起飞、进入爬升和着陆　　减少 3,600 磅（1,633 公斤）

B.上述进入爬升的重量减少是基于单发越过障碍物的最大爬升速率的速度值。要计算在其它速度时的值，可用上述重量减少值乘以 MEL 第三部分（CDL 部分）3-00-1.0 页中“航路改航速度影响”段落中的相应系数可得出。

2.如果系统 2 的一个传感器失效时，应建立使用驾驶舱旅客通知系统人工功能的程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-71-1 尾撬	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）尾撬固定在伸出位置， b）关断与后排水总管相关的供水，且 c）进行相应的性能调节。

EICAS 状态信息

无

挂牌

尾橇灯处挂牌—“尾橇失效”。

受影响的厕所排水、洗手盆和放水开关处视情挂牌—“失效”。

维护程序（M）

1.如果尾撬作动系统有明显渗漏（液压油）时最好不放行飞机。

2.关断与后排水总管相关的供水。

3.将尾撬固定在全伸出位置。

注：起落架手柄在放下位置，当尾撬灯和 TAILSKID 咨询信息显示时，表明尾撬不在全伸出位置。

A.拔开并卡住 P11 板上的 TAIL SKID 跳开关。

B.检查 P3 板上的起落架手柄在放下卡档。

C.检查中液压系统有压力。

D.打开安定面配平蜗杆工作舱门 312AR。

E.如果尾撬没有全伸出，做下述工作：

警告：在操纵尾撬控制组件人工超控手柄之前，检查尾撬附近无人员和设备。将超控手柄置于位置 2 将使尾撬全伸出，尾撬的运动会导致人员伤害或设备损坏。

1）将尾撬控制组件上的人工超控手柄置于位置 2（伸出），检查尾撬全伸出。

F.确认 P3 板上的尾撬灯和 TAIL SKID 咨询信息熄灭。

G.从机外查看尾撬减震支柱/作动器无液压油渗漏。

H.关闭安定面配平蜗杆工作舱门 312AR。

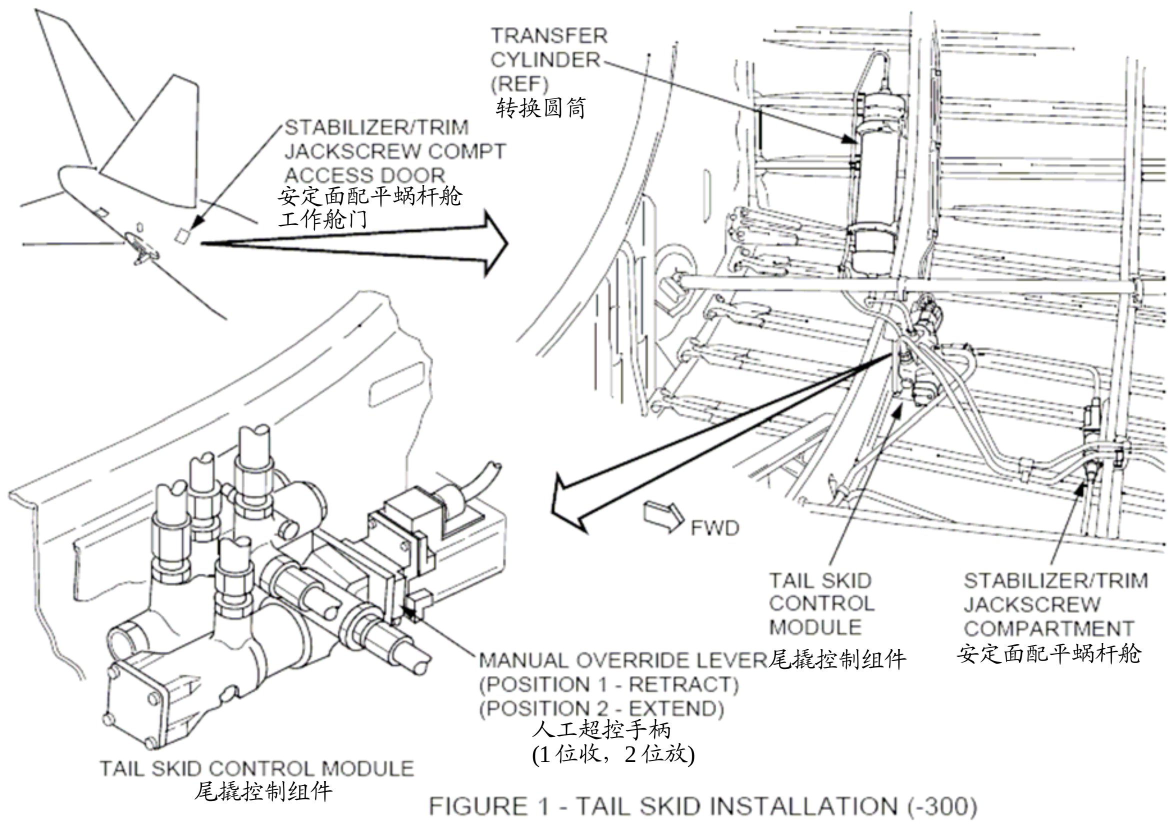


FIGURE 1 - TAIL SKID INSTALLATION (-300)
图 1—尾撬的安装

操作程序（O）

1.按下述进行性能减载：

机型/发动机	起飞和着陆	进入爬升
-300/所有	1,400 磅（635 公斤）	2,600 磅（1,179 公斤）

2.上述进入爬升的重量减少是基于单发越过障碍物的最大爬升速率的速度值。要计算在其它速度时的值，可用上述重量减少值乘以 MEL 第三部分（CDL 部分）3-00-1.0 页中“航路改航速度影响”段落中的相应系数可得出。

3.尾撬固定在伸出位飞行，航路油耗将增加 1.4％。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
32-71-2 尾撬指示系统	C	1	0	允许失效，但要求尾撬的收上机构失效。
	C	1	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日验证尾撬的收放功能工作正常。
	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）尾撬固定在伸出位， b）关断与后排水总管相关的供水，且 c）进行相应的性能调节。
1）尾撬灯	C	1	0	允许失效，但要求备用指示工作正常。
2）临近电门系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求每个飞行日验证尾撬的收放功能工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

尾撬灯（起落架手柄上方）处挂牌—“尾撬灯失效”。
受影响的洗手盆和排水口处挂牌—“失效”。

维护程序（M）

参看 MEL 32-71-1 项的维护程序将尾撬固定在伸出位置。
每个飞行日验证尾撬的收放功能工作正常（参看 AMM 32-71-00/501）。

用下述两种方法验证尾橇的收放功能：

1.如果使用尾撬控制组件，做下列工作：

A.提供电源。

B.增压中液压系统和液压油箱。

C.通过工作盖板进入安定面配平蜗杆舱。

D.将尾撬控制组件上的人工超控手柄放在收回位置。

E.确信尾撬收回。

F.将尾撬控制组件上的工人超控手柄放在伸出位置。

G.确信尾撬伸出。

2.如果使用驾驶舱起落架控制手柄，做下列工作：

A.提供电源。

B. 增压中液压系统和液压油箱。

警告：移动控制手柄前，确信已安装所有起落架下锁（保险销），以防起落架收上伤人损物。

C.按照 AMM 32-00-20/201，在前和主起落架上安装下锁（保险销）。

警告：移动起落架控制手柄时，确保人员和设备远离轮舱区域，以防舱门的快速运动伤人损物。

D.在驾驶舱，将起落架控制手柄移至收上位。

E.确信尾撬收起。

F.将起落架控制手柄移至放下位。

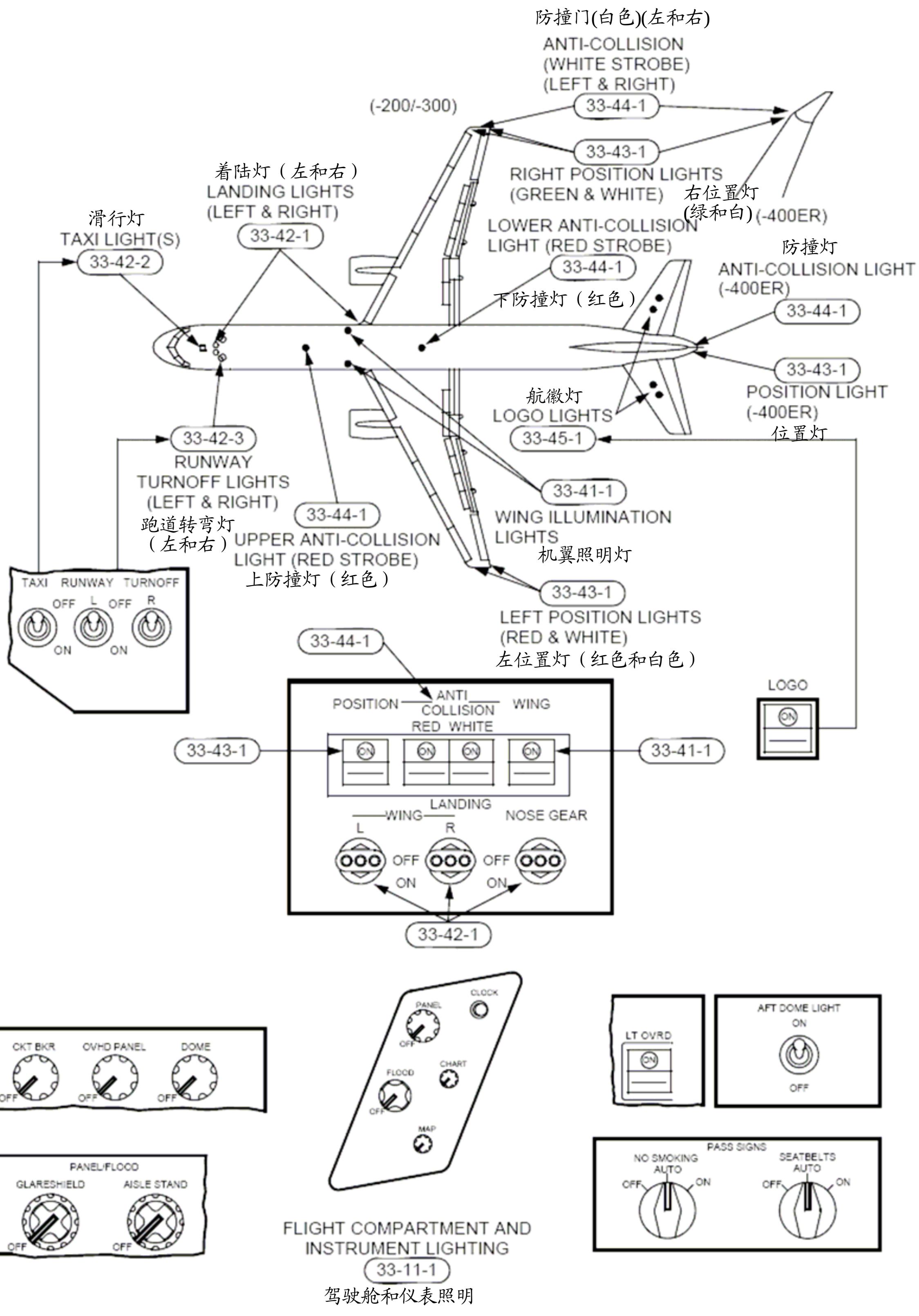
G.确信尾撬伸出。

H.拆下起落架下锁（保险销）。

操作程序（O）

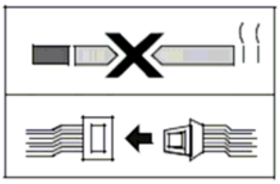
尾撬伸出时飞行，性能减载参照 MEL 32-71-1 项的操作程序。

将尾撬固定在伸出位飞行，航路油耗将增加 1.4％。

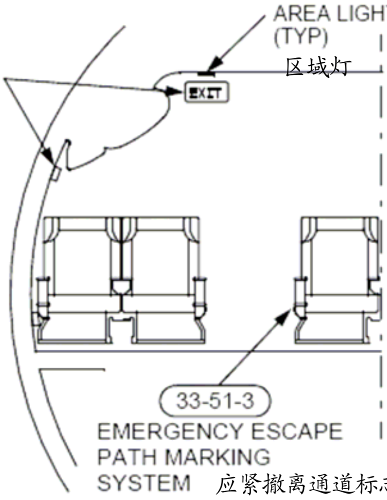

防撞门(白色)(左和右)
ANTI-COLLISION
(WHITE STROBE)
(LEFT & RIGHT)
(-200/-300)
33-44-1
33-43-1
RIGHT POSITION LIGHTS
(GREEN & WHITE)
右位置灯
(绿和白)
(-400ER)
着陆灯（左和右）
LANDING LIGHTS
(LEFT & RIGHT)
33-42-1
滑行灯
TAXI LIGHT(S)
33-42-2
LOWER ANTI-COLLISION
LIGHT (RED STROBE)
33-44-1
下防撞灯（红色）
防撞灯
ANTI-COLLISION LIGHT
(-400ER)
33-44-1
33-43-1
POSITION LIGHT
(-400ER)
位置灯
航徽灯
LOGO LIGHTS
33-45-1
33-42-3
RUNWAY
TURNOFF LIGHTS
(LEFT & RIGHT)
跑道转弯灯
（左和右）
33-44-1
UPPER ANTI-COLLISION
LIGHT (RED STROBE)
上防撞灯（红色）
33-41-1
WING ILLUMINATION
LIGHTS
机翼照明灯
33-43-1
LEFT POSITION LIGHTS
(RED & WHITE)
左位置灯（红色和白色）
TAXI RUNWAY TURNOFF
OFF L OFF R
ON ON
33-44-1
POSITION ANTI COLLISION WING
RED WHITE
33-43-1
33-41-1
LOGO
LANDING
WING
L R
NOSE GEAR
OFF OFF
ON ON
33-42-1
CKT BKR OVHD PANEL DOME
OFF OFF OFF
PANEL/FLOOD
GLARESHIELD AISLE STAND
OFF OFF
PANEL CLOCK
FLOOD CHART
MAP
LT OVRD
AFT DOME LIGHT
ON
OFF
PASS SIGNS
NO SMOKING SEATBELTS
AUTO AUTO
OFF ON OFF ON
FLIGHT COMPARTMENT AND
INSTRUMENT LIGHTING
33-11-1
驾驶舱和仪表照明



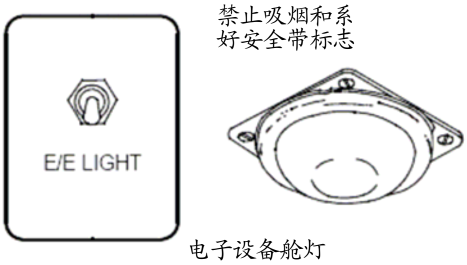
CABIN INTERIOR ILLUMINATION
33-21-1
客舱内部区域照明灯



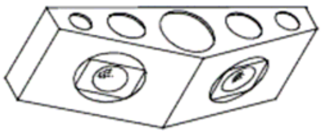
PASSENGER INFORMATION SIGNS
33-24-1
禁止吸烟和系好安全带标志



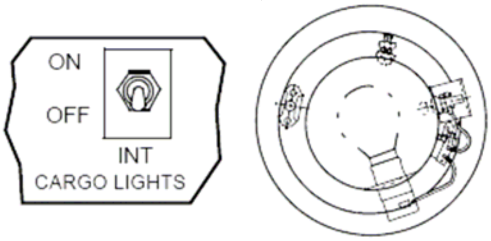
PASSENGER COMPARTMENT
(RIGHT SIDE)
客舱（右侧）



电子设备舱灯
E/E EQUIPMENT CENTER LIGHT (TYPICAL)
33-31-4



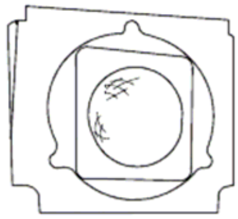
MAIN WHEEL WELL LIGHTS
主轮舱灯



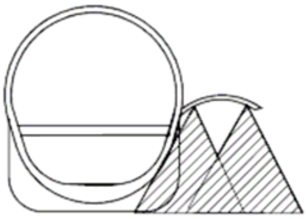
AFT CARGO COMPARTMENT LIGHT
33-37-1
后货舱灯



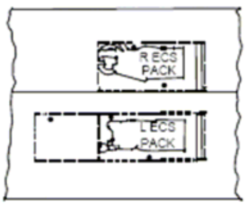
WHEEL WELL LIGHTS
33-31-1
轮舱灯



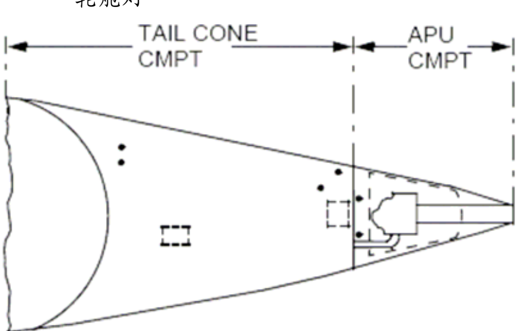
TYPICAL
NOSE WHEEL WELL LIGHT
典型的前轮舱灯



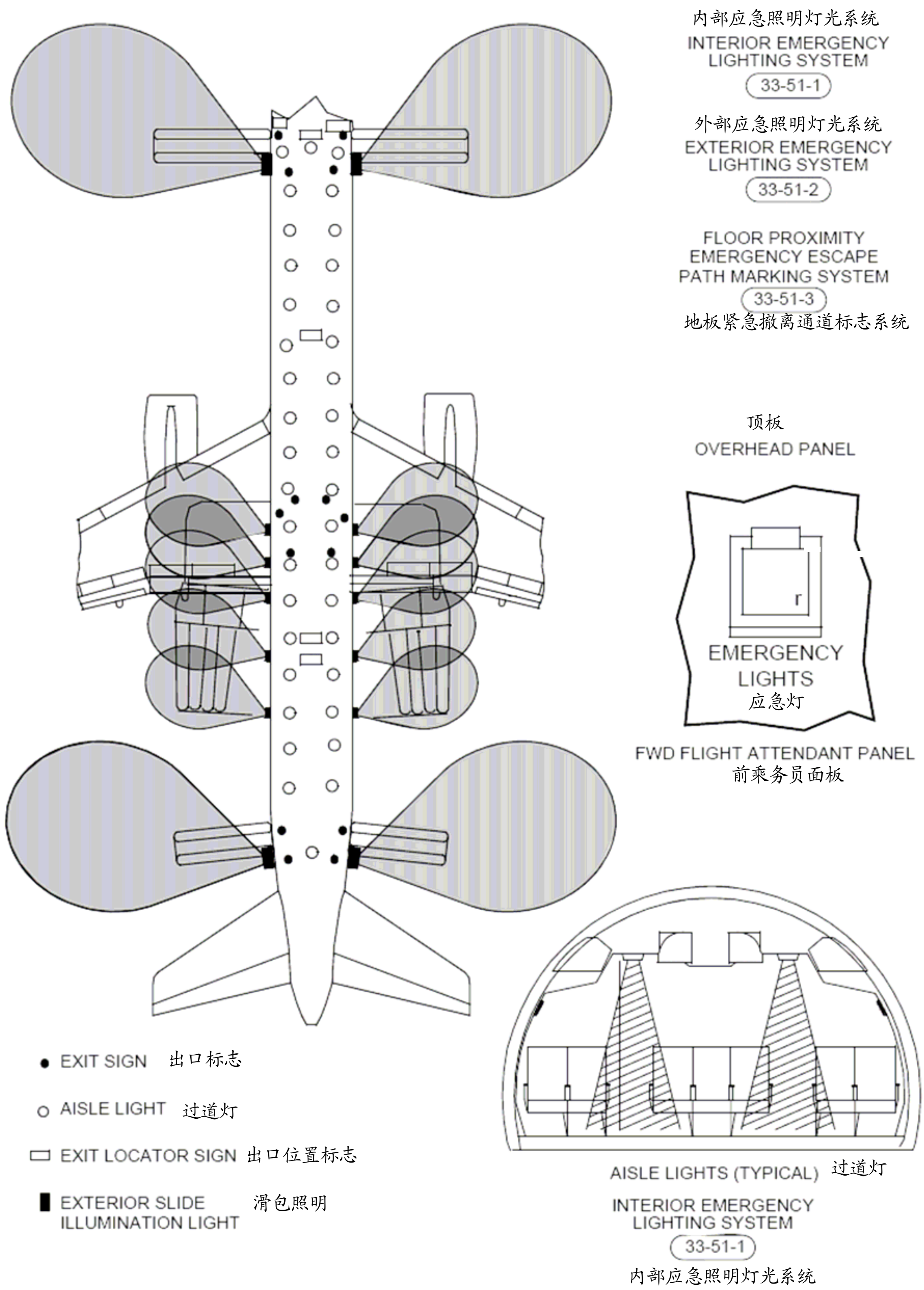
EXTERIOR CARGO
LOADING AREA LIGHTS
33-31-2
外部装货区域照明灯



ECS BAY
空调舱



SERVICE LIGHTS
33-31-3
勤务灯


内部应急照明灯光系统
INTERIOR EMERGENCY LIGHTING SYSTEM
33-51-1
外部应急照明灯光系统
EXTERIOR EMERGENCY LIGHTING SYSTEM
33-51-2
FLOOR PROXIMITY EMERGENCY ESCAPE PATH MARKING SYSTEM
33-51-3
地板紧急撤离通道标志系统
顶板
OVERHEAD PANEL
EMERGENCY LIGHTS
应急灯
FWD FLIGHT ATTENDANT PANEL
前乘务员面板
EXIT SIGN 出口标志
AISLE LIGHT 过道灯
EXIT LOCATOR SIGN 出口位置标志
EXTERIOR SLIDE ILLUMINATION LIGHT 滑包照明
AISLE LIGHTS (TYPICAL) 过道灯
INTERIOR EMERGENCY LIGHTING SYSTEM
33-51-1
内部应急照明灯光系统

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-11-1 驾驶舱和仪表照明系统	C	1	0	允许个别灯失效，但要求其余的灯能够： a）足以照亮所需的仪表、控制和其它装置， b）不直射机组眼睛，且 c）灯光的状态和亮度机组可以接受。

EICAS 状态信息

无

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-14-1 额外的阅读灯	D	3	0	

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-21-1 客舱内部照明系统 1）紧急逃离通道标志白炽灯系统	C	1	0	个别灯可以失效，只要： a）剩下的灯足以使乘务员正常工作，且 b）夜间延程飞行时，至少有 75%的灯工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-24-1 旅客“请勿吸烟/系好安全带/返回座椅”标志	C	68	60	（M）允许失效，但要求： a）“请勿吸烟/系好安全带/返回座椅”标志看不清的旅客座椅或厕所没有人坐/使用，且 b）相关的座椅或厕所必须关闭锁住，并挂上“请勿使用”标牌。 注：此条款不限制机组人员使用或检查厕所。
	C	68	0	（O）允许“请勿吸烟/系好安全带/返回座椅”标志失效，且受影响的旅客座椅或厕所可以使用，但要求： a）在飞行时旅客广播系统工作正常，且全客舱都能听清楚，且 b）使用旅客广播系统通知客舱机组和旅客有关系安全带、禁烟和返回座椅等事项。
1）音调装置	C	1	0	
2）驾驶舱自动功能	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）人工控制功能工作正常，且 b）建立并使用备用程序。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上视情注明。

停用锁住的座椅上挂牌—“请勿使用”。

相应的厕所门上挂牌—“失效”、“不要进入”。

维护程序（M）

注：在波音进行的测试中，如果标志能够看见识别就认为标志可辨。比如有 NO SMOK 和 FASTEN SEAT B 等字样均认为标志可辨。

1.必须在上客前用颜色醒目的带子/绳子将停用的座椅/厕所封住。

2.在停用的座椅/厕所上放置醒目的标记或标牌，以表明该座椅任何人都不能坐。

3.当使用备用程序时不需做维护工作。

操作程序（O）

1.营运人应建立一个程序用以提示旅客何时系紧安全带及禁止吸烟。

注：“禁止吸烟”标志通常在起飞起落架收上时灭，着陆起落架放下时亮。“系好安全带”标志通常在起飞时襟翼和起落架收起后灭，在襟翼或起落架放出后亮。

驾驶舱自动功能失效时的备用程序:

1.飞行前，机长通知所有的机组成员该系统不工作。

2.飞行机组根据当时飞行状况决定人工将该电门保持在“开”或“关”位。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-31-1 轮舱灯	C	6	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-31-2 外部装货区域照明灯	D	4	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-31-3 勤务灯	C	8	0	

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-31-4 电子设备舱灯	C	9	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-37-1 货舱灯				
4）门槛（sill）灯	C	-	0	
5）货舱灯	C	-	0	（O）允许失效，但要求程序不需要使用。
6）灯罩	C	-	0	（M）允许破损/缺失，但要求相应的灯失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

货舱接近门上视情挂牌—“不允许在飞行中进入”。

飞机飞行记录本上视情注明。

维护程序（M）

1.灯罩破损或缺失：

A.天花板和侧壁上的灯均有一个电源开关来断电。而对于门槛灯，则需拔出 P35、P39、P87 或 P33 板上的相应跳开关来断开电源（参看系统图解手册 SSM）。

B.拆下灯泡。

C.用胶带缠住灯座。

操作程序（O）

根据公司和其他的相关规定运输危险品。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-41-1 机翼照明灯	C	2	0	（O）允许失效，但要求地面除冰程序不需要使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

机翼照明灯处挂牌—“机翼照明灯失效”。

操作程序（O）

地面除冰时，灯的状况要能满足机翼照明的要求。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-42-1 着陆灯	C	4	2	允许前起落架和/或一侧机翼上的一个着陆灯失效。
	C	4	0	白天飞行时允许失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应灯电门处挂牌—“失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-42-2 滑行灯	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
滑行灯电门处挂牌—“失效”。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-42-3 跑道转弯灯	C	2	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应灯电门处挂牌—“失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-43-1 位置灯（灯泡）	C	8	4	每侧机翼的前和后翼尖上的一个固定灯可以失效。
	C	8	0	白天飞行时允许失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-44-1 防撞灯（红、白频闪灯）	C	4	0	白天飞行时允许失效。
	C	4	2	允许机身上部和下部的红色频闪灯失效，但要求翼尖白色的频闪灯工作正常。
	C	4	2	允许翼尖白色的频闪灯失效，但要求机身上部和下部的红色频闪灯工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-45-1 航徽灯	D	4	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-51-1 内部应急照明灯光系统（电瓶供电）	C	1	0	安装在每条主过道天花板上的灯组件允许失效，但要求不是同一条过道的两个相邻灯组件失效。
	A	1	0	与一个门、滑梯或应急出口对应的灯/标识允许失效，但要求： a）相应的门、滑梯或应急出口被认为失效，且 b）在一个飞行日内完成修复。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

	修理时限	安装数量	放行数量	
项　　目				备注或例外
33-51-2 外部应急照明灯光系统（电瓶供电）	B	1	0	白天飞行时允许失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
33-51-3 地板紧急撤离通道标志系统 2）自发光系统	C	1	0	允许在 1.2 米内有短于 0.12 米的发光件存在有裂纹或有损坏或不发光，还允许有丢失或损坏的罩盖边缘。但要求能提供罩盖下发光件的固定。如超出上述要求则必须更换。检查自发光罩盖是否损坏或丢失，更换损坏或丢失的自发光罩盖。

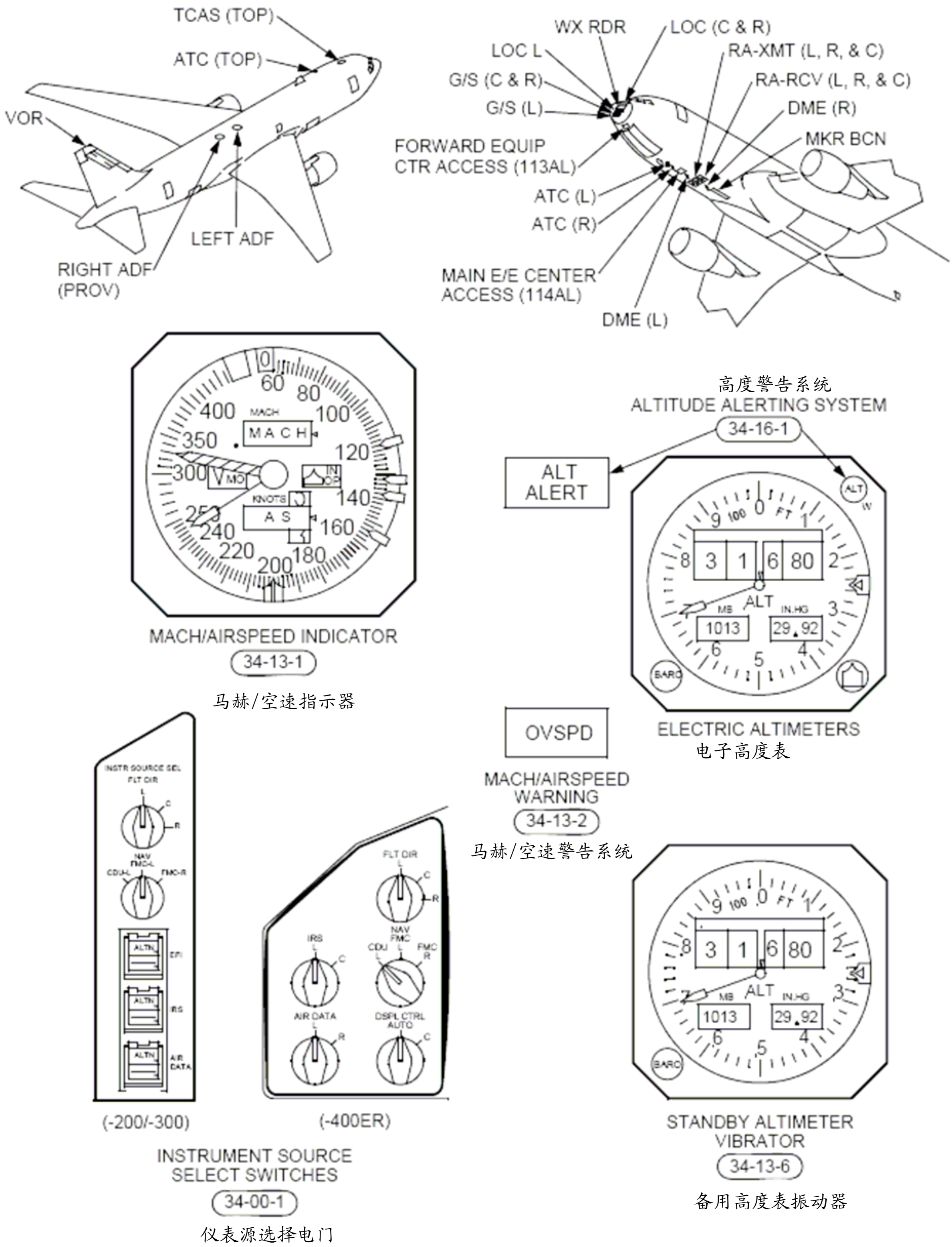
EICAS 状态信息

无

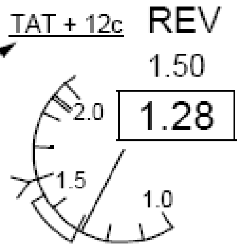
挂牌

视情挂牌。

有意留空


TCAS (TOP)
ATC (TOP)
VOR
LEFT ADF
RIGHT ADF
(PROV)
WX RDR
LOC (C & R)
LOC L
RA-XMT (L, R, & C)
G/S (C & R)
RA-RCV (L, R, & C)
G/S (L)
DME (R)
MKR BCN
FORWARD EQUIP
CTR ACCESS (113AL)
ATC (L)
ATC (R)
MAIN E/E CENTER
ACCESS (114AL)
DME (L)
MACH
KNOTS
MACH/AIRSPEED INDICATOR
34-13-1
马赫/空速指示器
高度警告系统
ALTITUDE ALERTING SYSTEM
34-16-1
ALT
ALERT
ALT
BARO
ELECTRIC ALTIMETERS
电子高度表
OVSPD
MACH/AIRSPEED
WARNING
34-13-2
马赫/空速警告系统
INSTR SOURCE SEL
FLT DIR
NAV
FMC-L
FMC-R
ALTN
EFI
IRS
AIR DATA
CDU
AIR DATA
DSPL CTRL
AUTO
(-200/-300)
(-400ER)
INSTRUMENT SOURCE
SELECT SWITCHES
34-00-1
仪表源选择电门
STANDBY ALTIMETER
VIBRATOR
34-13-6
备用高度表振动器

34-13-7
TOTAL AIR TEMPERATURE INDICATION (TAT)
大气全温指示（TAT）

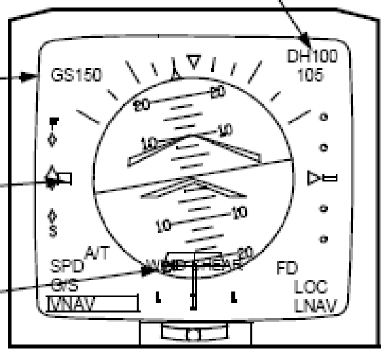


无线电高度表系统
RADIO ALTIMETER (RA) SYSTEMS
34-33-1

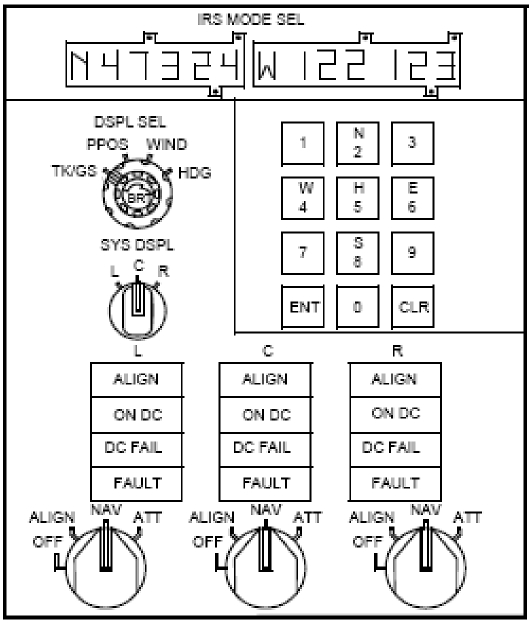
飞行指引仪指示
FLIGHT DIRECTOR DISPLAYS
34-22-4

SPEED COMMAND (FAST-SLOW) INDICATORS
34-13-10

WARNING INDICATION
警告显示



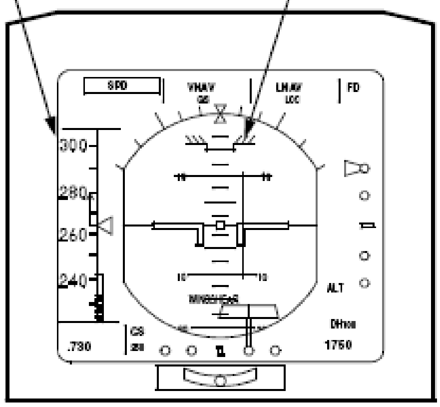
ATTITUDE DIRECTOR INDICATORS (ADI)



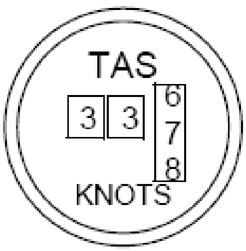
INERTIAL REFERENCE SYSTEMS
34-21-1
惯性基准系统

EFIS 速度带
EFIS SPEED TAPE
34-22-7

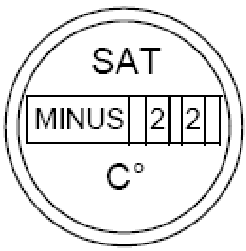
姿态指引仪指示器
PITCH LIMIT INDICATOR
34-22-8
俯仰限制指示器



ATTITUDE DIRECTOR INDICATORS (ADI)
姿态指引仪指示器



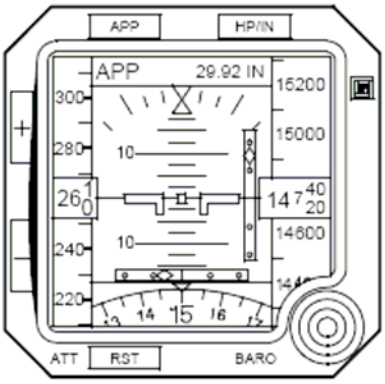
TRUE AIRSPEED INDICATOR
34-13-9
真空速指示器



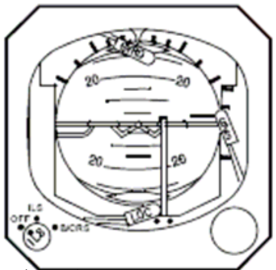
STATIC AIR TEMPERATURE (SAT) INDICATOR
34-13-8
大气静温指示器



LIGHT
WINDSHEAR GUIDANCE AND ALERTING SYSTEM
34-46-2
风切变指引和警戒系统

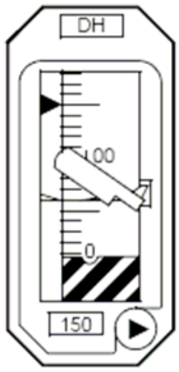


INTEGRATED STANDBY
FLIGHT DISPLAY (ISFD)
34-24-2
综合备用飞行指示系统（ISFD）

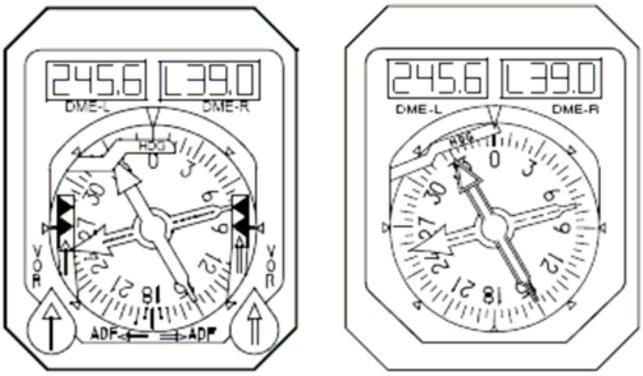


备用姿态/ILS 指示器
STANDBY ATTITUDE/ILS INDICATOR
34-24-1

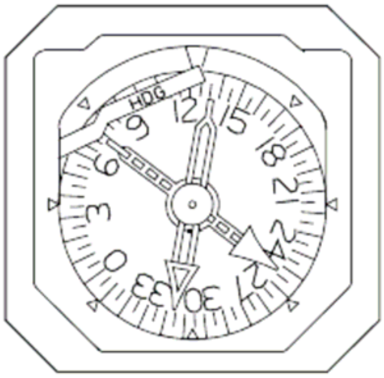
RADIO ALTITUDE INDICATOR
34-33-2
无线电高度表指示器



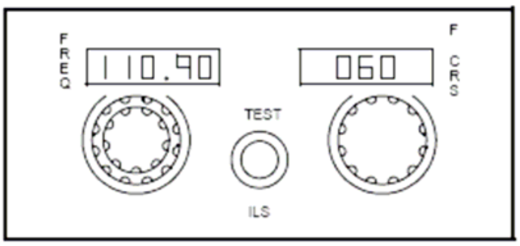
RADIO ALTITUDE INDICATORS
(ALTITUDE TAPE)
34-33-2
无线电高度表指示器



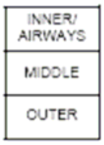
RADIO DISTANCE MAGNETIC
INDICATORS (RDMI) (-200/-300)
34-22-3
无线电距离磁指示器（RDMI）



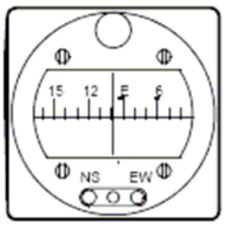
RADIO MAGNETIC
INDICATORS (RMI) (-200/-300)
34-22-3
无线电磁指示器（RMI）



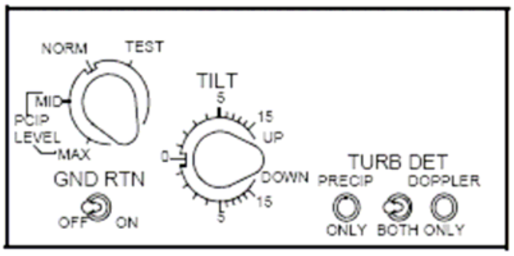
ILS SYSTEM
34-31-1
仪表着陆系统



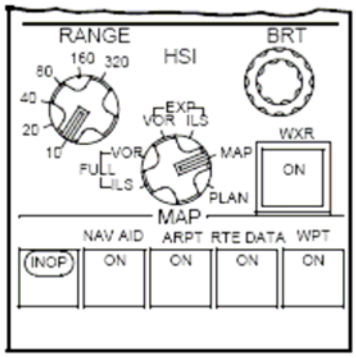
MARKER BEACON SYSTEM
34-32-1
信标系统

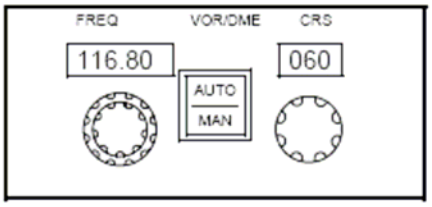


MAGNETIC COMPASS
(STANDBY)
34-23-1
磁罗盘（备用）



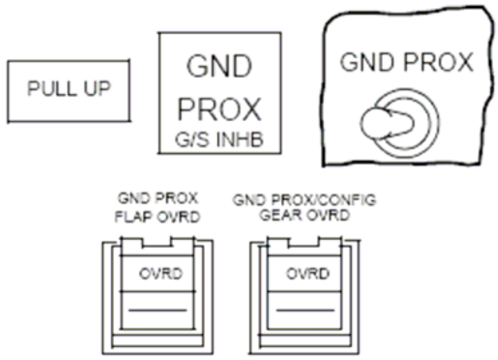
EFIS 控制
EFIS CONTROLS
34-22-6
气象雷达系统
WEATHER RADAR SYSTEM
34-43-1



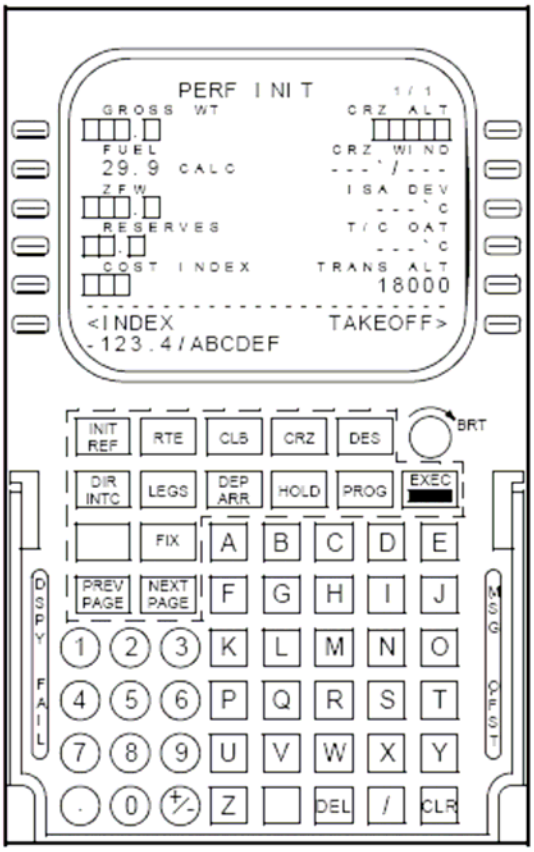


VOR NAVIGATION SYSTEMS
34-51-1
VOR 导航系统

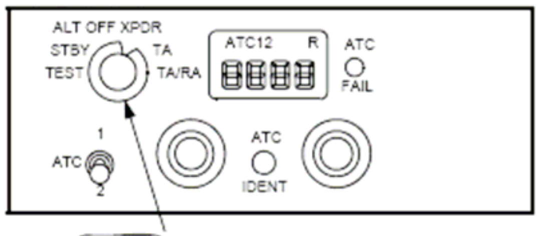
DME SYSTEMS
34-55-1
测距机系统



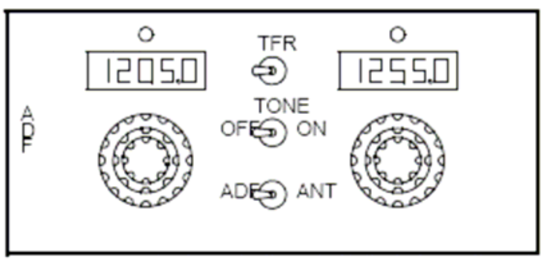
GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM
34-46-1
近地警告系统



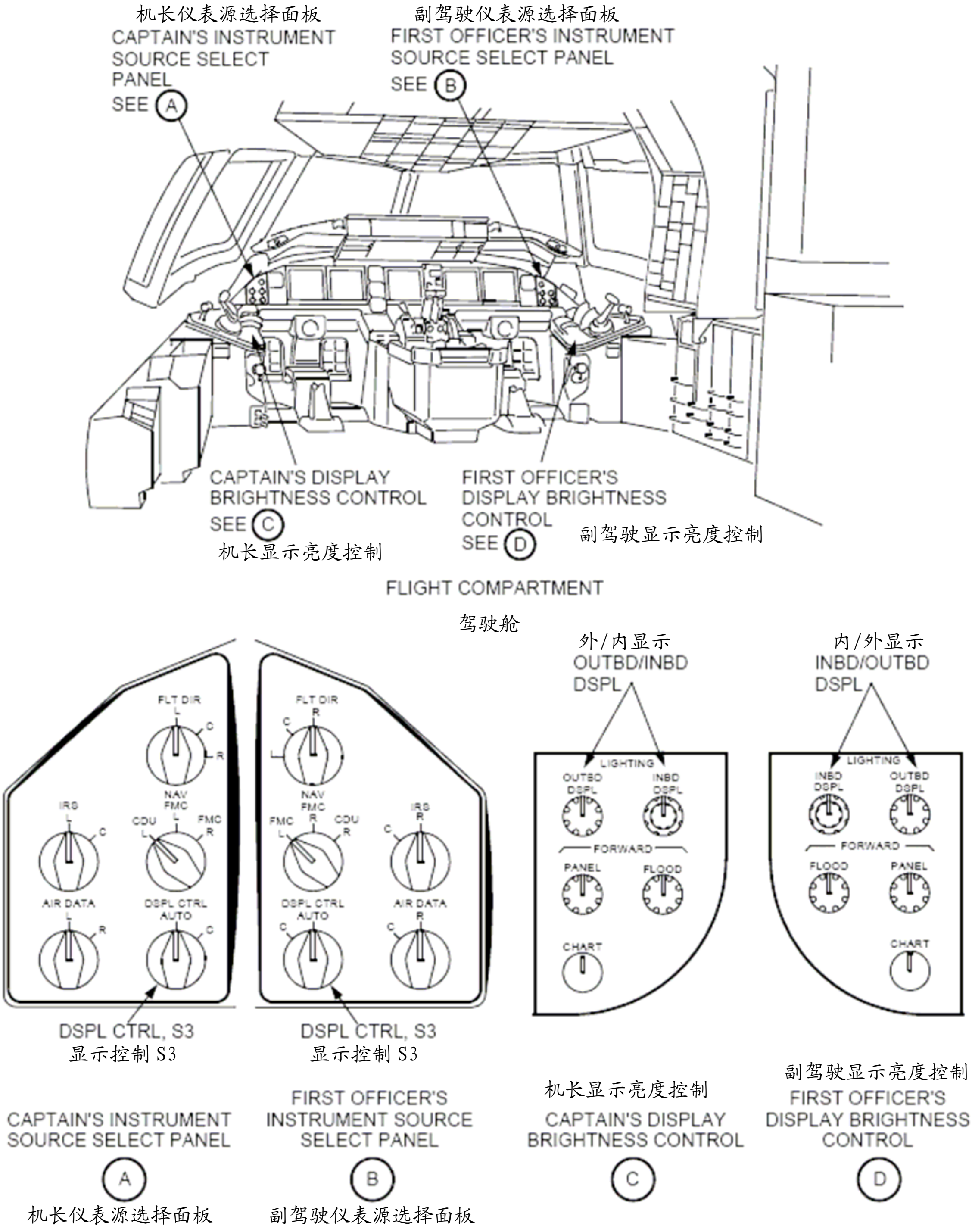
FLIGHT MANAGEMENT COMPUTER SYSTEM (FMCS)
34-61-1
飞行管理计算机系统（FMCS）



34-53-1 ALTITUDE REPORTING SELECTOR
高度报告选择器
34-61-2 TCAS
防撞系统

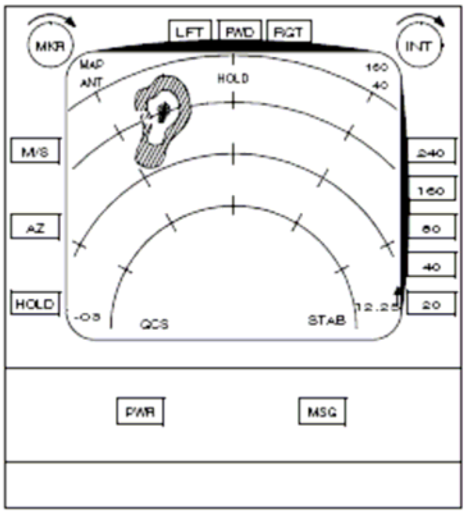


RADIO COMPASS (ADF)
34-57-1
无线电罗盘（ADF）



LARGE FORMAT DISPLAY SYSTEM - COMPONENT LOCATION

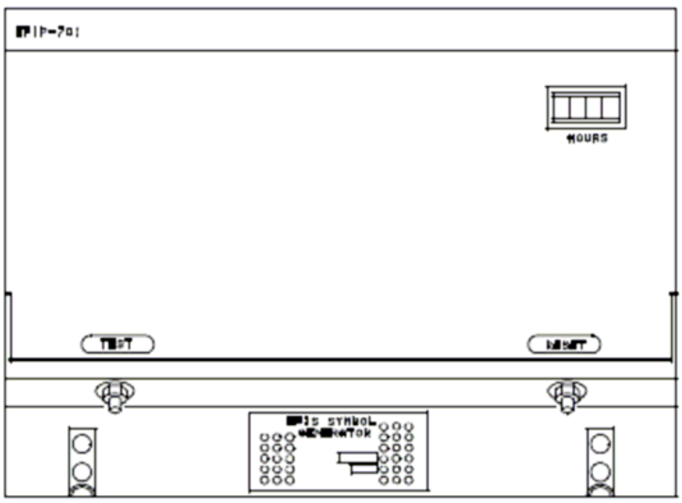
大格式显示系统—部件位置



WEATHER RADAR INDICATOR

34-43-1

气象雷达指示器



EFIS SYMBOL GENERATOR (-200/-300)

34-22-5

EFIS 符号发生器

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-00-1 仪表源选择电门	C	10	5	（O）允许失效，但要求： a）相关仪表可依靠隔离的源正常工作， b）飞行中不操作失效的电门，且 c）对于延程飞行，至少有一个 FMC（飞行管理计算机）、EFIS（电子飞行仪表系统）和 IRS（惯性基准系统）电门必须正常工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应电门上挂牌—“失效勿动”。

操作程序（O）

用下列方法确保从隔离源来的仪表工作正常：

注：飞行中不要操作失效的电门。

1.FMC（飞行管理计算机）电门：

C.进行了增强型近地警告系统（EGPWS）升级后的 Pegasus FMC：

1）将工作正常的 NAV 源选择电门置于后面（offside）的 FMC。

2）如果正、副驾驶都在同一个 FMC 上操作，一个绿色的 FMC L（R）指示将显示在水平状态指示器（HIS）的下部中心位置。

3） 将 NAV 源选择电门转回到原来的位置。

2.EFI（电子飞行仪表）电门：

A.用 EFIS 控制面板上的 HSI 方式选择器，在机长一侧选择 VOR 方式，在副驾驶一侧选择 ILS 或 APP 方式。

B.观察选择的方式在各 HSI 上显示出来。

3.IRS（惯导）电门：

A.仅将中 IRS 方式选择电门放在 ALIGN（校准）位。

B.观察至少有一个 ADI（姿态指引仪）有正常背景（天空和地面）。如果两个 ADI 上都没有背景，说明它们都用中惯导。

4.AIR DATA（大气数据）电门：

将 P61 板上的左大气数据计算机测试电门放在测试位，观察测试数据（空速，高速等）都仅显示在一侧驾驶员的仪表上。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-1 马赫/空速指示器				
1）马赫指示器	C	2	1	
	C	2	0	允许失效，但要求相应驾驶员位置装有 EFIS 马赫数显示，且工作正常。
	C	2	0	允许失效，但要求： a）飞机在 30,000 英尺或以下高度飞行，且 b）相应仪表板上挂有此限制的标牌。
2）指令空速游标	C	2	0	
3）空速指示器	C	2	0	允许失效，但要求在相应驾驶员位置装有 EEIS 空速指示，且工作正常。
4）外部空速游标	C	4	0	（O）允许失效或缺失，但要求建立并使用备用程序。

注：某些 B767 飞机有马赫/空速指示器，某些 B767 飞机有马赫/空速指示（EFIS 速度带）。某些既有指示器又有指示。本说明仅针对刻度盘指示器。对于 EFIS 速度带上的马赫/空速指示的放行要求参见 MEL 34-22-7 项。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

挂牌
相应指示器处挂牌—“失效”。
如果两个马赫数指示器都失效，在仪表板上挂牌—“高度限制在 30,000FT”
如果指令空速游标失效，在空速指示器旁边挂牌—“指令空速游标失效”。

操作程序（O）
营运人需建立备用程序以确保飞行机组知道操作参考速度。包括使用起飞卡片和挂牌。

外部空速游标失效或缺失时备用程序：
如果外部空速游标失效或缺失，应尽量使用剩余可用的游标，充分参照原始数据。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-2 马赫/空速警告系统（目视和音响）	B	2	1	

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-6 备用高度表振动器	C	1	0	允许失效，但要求起降机场符合VMC（目视飞行气象条件）的情况。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-7 大气全温指示（TAT）	C	1	0	（O）允许失效，但要求另外的一个大气静温（SAT）指示可用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在 EICAS 显示器附近挂牌—“TAT 失效”。

操作程序（O）

SAT 可在 FMC 程序页面 2/2 查到，下表可用于把 SAT 转换成 TAT：

	TAT（℃）											
SAT（℃）	M.50	M.60	M.68	M.70	M.72	M74	M.76	M.78	M.80	M.82	M.84	M.86
40	56	62	69	70								
35	51	57	64	65	66	68	70					
30	45	52	58	59	61	63	65	67	68	70		
25	40	47	52	54	56	57	59	61	63	64	66	68
20	35	41	47	48	50	51	53	55	57	58	60	63
15	30	36	42	43	44	46	48	49	51	53	55	57
10	24	31	36	37	38	40	43	44	46	47	49	51
5	19	25	31	32	33	35	37	38	40	41	43	45
0	13	20	25	26	28	29	31	33	34	36	38	40

	TAT（℃）											
SAT（℃）	M.50	M.60	M.68	M.70	M.72	M74	M.76	M.78	M.80	M.82	M.84	M.86
-5	8	14	20	21	22	24	26	27	29	30	32	34
-10	3	9	14	15	17	19	20	22	23	25	26	28
-15	-2	3	9	10	11	13	14	16	17	19	21	23
-20	-7	-2	3	4	6	7	9	10	12	13	15	17
-25	-12	-7	-3	-1	0	2	3	5	6	8	9	11
-30	-18	-12	-8	-7	-5	-4	-2	-1	1	2	4	6
-35	-23	-17	-13	-12	-10	-9	-8	-7	-8	-4	-2	0
-40	-28	-23	-18	-17	-16	-15-	13	-12	-11	-9	-7	-6

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-8 大气静温指示器（中央面板）	D	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-9 真空速指示器（中央面板）	D	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-13-10 空速指令（快—慢）指示器	C	2	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-16-1 高度警告系统				注：CAAC 要求，在执行 RVSM 区域飞行时，必须保证高度警告系统工作正常。
	A	1	0	O）允许失效，但要求： a）具有高度保持的自动驾驶工作正常， b）整个航路操作中不要求使用它，且 c）在三个飞行日内完成修复。
	C	1	0	允许失效，但要求相关规章不需要使用它。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

营运人必须使用程序确保机组注意飞机高度。这包括机组使用所有的可用飞机系统和/或机组高度喊话。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-21-1 惯性基准系统（IRS）				注：在 RNAV 运行方式下飞行时，必须至少保持一部 IRU 在导航方式工作。
1）IRU	C	3	2	（M）中央或左惯导允许失效，但要求： a）最低进近标准不需要使用，且 b）如果左惯导失效，选择中央惯导系统，并在每个飞行日验证故障已隔离。
	C	3	2	（M）允许右惯导在白天目视飞行气象条件（VMC）下失效，但要求选择中央惯导系统，并在每个飞行日验证故障已隔离。
3）惯性基准系统方式选择面板—显示和键盘输入功能	C	1	0	允许失效，但要求一个 FMCS CDU 工作正常。

注 1：ADIRS 用三向 ADIRU’S 置换三向 IRU’S 和双向的 ADC’S。以下信息适用于 IRU 和 ADIRU 的惯导功能。

注 2：IRU 可互换。

注 3：如果左惯导失效，风切变引导和警告系统会失效。参见 MEL 34-46-1 项风切变引导和警告系统失效时放行要求。

注 4：在一台 EICAS 计算机失效或一个燃油流量指示器失效的飞行中，高速滑行期间由 FMC 来决定飞行完成。这将导致 IRU 将残存地速设为 21 海里/小时或更大。故障隔离手册使用 21 海里/小时作为容限速度来确定 IUR 故障。用维护手册测试 IRU 可排除更换的情况。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应的 IRS 方式选择开关上挂牌—“失效”。

维护程序（M）

对于一个失效的左或右 IRU，将主仪表板上相应的 IRS 源选择电门选在中央 IRU。按下述步骤在每个飞行日验证 IRU 数据源已隔离：

1.将一个正在工作的 IRU 电门转换到 ALIGN 位。

2.确认一个驾驶员的 EADI（电子姿态指引仪）和 EHSI（电子水平状态指示器）失去姿态和航向信息。

3.将此 IRU 电门放回到 NAV 位。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-22-3 无线电距离磁指示器（RDMI）	C	2	1	如果飞行限制在白天目视飞行，允许左侧失效。
	C	2	1	允许右侧失效。
	C	2	0	允许左、右侧失效，但要求机长仪表汇流条使用备用电源系统的电源。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-22-4 飞行指引仪系统（FD）				注：在按照 RNAV 要求飞行时，必须至少保证一部飞行指引仪（FD）正常工作。
	C	3	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。
1）显示	C	2	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。 注：风切变引导不能使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-22-5 电子飞行仪表系统（EFIS）符号发生器	C	3	2	（M）除延程飞行外，允许一个失效，但要求每个飞行日验证符号发生器隔离。

注：符号发生器可以互换。

EICAS 状态信息
COMPARATOR BITE

挂牌
按维护程序的要求挂牌。

维护程序（M）
1.COMPARATOR BITE 状态信息需在放行前消除。如果此信息不消失，可通过将机长或副驾驶选择到 ALTN EFI，并参照 FIM 34-22-00 来消除。
2.当左 EFIS 符号发生器失效时，通过下述方法验证机长和副驾驶的符号发生器已被隔离：
A.当机长 EFI 电门在 ALT 位和副驾驶 EFI 电门在正常（BLANK）位时，将副驾驶 HSI 方式选择器放 VOR（扩展方式）位，机长 HSI 方式选择器放 ILS 或 APP（扩展方式）位。
B.在副驾驶 HSI 上观察到 VOR R 显示。
C.在机长 EFI 电门上挂牌—“EFI 正常失效”。
3.当中央 EFIS 符号发生器失效时，通过下述方法验证机长和副驾驶符号发生器已被隔离：
A.当机长和副驾驶 EFI 电门在正常（BLANK）位时，将副驾驶 HSI 方式选择器放到 VOR（扩展方式）位，机长 HSI 方式选择器放到 ILS 或 APP（扩展方式）位。

B.在副驾驶 HSI 上观察到 VOR R 显示。

C.将机长 HSI 方式选择器放到 VOR（扩展方式）位，副驾驶 HSI 方式选择器放到 ILS 或 APP（扩展方式）位。

D.在机长 HSI 上观察到 VOR L 显示。

E.在机长和副驾驶 EFI 电门上挂牌—“EFI 备用失效”。

4.当右 EFIS 符号发生器失效时，通过下述方法验证机长和副驾驶符号发生器已被隔离：

A.当副驾驶 EFI 电门在 ALT 位和机长 EFI 电门在正常（BLANK）位时，将机长 HSI 方式选择器放到 VOR（扩展方式）位，副驾驶 HSI 方式选择器放到 ILS 或 APP（扩展方式）位。

B.在机长 HSI 上观察到 VOR L 显示。

C.在副驾驶 EFI 电门上挂牌—“EFI 正常失效”。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-22-6 EFIS 控制				
1）电门（NAV AID/ ARPT/RTE DATA/ WPT/WXR/TERR）	C	8	4	允许每个功能中的一个电门失效，但要求程序不需要使用。
4）决断高度指示（DH REF）	C	2	0	允许失效，但要求进近程序不需要使用。 注：飞行机组可使用 EADI 上的决断高度指示。
a）没有无线电高度指示器（高度带）的飞机	C	2	0	允许失效。 注：飞行机组可使用 EADI 上的决断高度指示。
5）HSI/DCP 方式选择器				
a）MAP 位	B	2	1	（O）允许失效，但要求： a）两个 FMC 都工作正常，且 b）建立并使用备用程序。
b）PLAN 位	B	2	1	（O）允许失效，但要求： a）两个 FMC 都工作正常，且 b）建立并使用备用程序。
6）HSI 范围选择器	C	2	1	允许失效，但要求两个 FMC 都工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

使用相应的 HSI 方式和 FMC CDU 页面来显示所需飞行信息。

HSI 方式选择旋钮 MAP 位置失效时的备用程序：

1.飞行前，机长须向飞行机组说明备用程序。

2.飞行中根据所需的飞行导航信息，不工作一方选择使用相应的HSI模式和FMC CDU页面。

3.工作一方选择 HSI 模式的 MAP 方式监控飞行导航数据，并按需打开气象雷达监控天气。

HSI 方式选择旋钮 PLAN 位置失效时的备用程序：

1.飞行前，机长须向飞行机组说明备用程序。

2.根据所需的飞行导航信息，由工作一方选择 HSI 模式的 PLAN 方式提供。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-22-7 EFIS 速度带 1）马赫指示	C	2	1	
	C	2	0	允许失效，但要求相应驾驶员位置安装了马赫数指示器，且工作正常。
	C	2	0	允许失效，但要求： a）飞机在 30,000 英尺或以下高度飞行，且 b）相应仪表板上挂有此限制的标牌。
2）空速指示	C	2	0	允许失效，但要求相应驾驶员位置安装了空速指示器，且工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-22-8 俯仰限制指示器	C	2	0	

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-23-1 磁罗盘（备用）	B	1	0	（O）允许失效，但要求三套 IRS 组合的稳定罗盘系统工作正常。
	B	1	0	（O）允许失效，但要求： a）两套 IRS 组合的稳定罗盘系统工作正常，且 b）飞机有双套独立的导航系统，且整个飞行在有效的 ATC 雷达控制之下。
	C	1	0	（O）对在有严重磁干扰的不可靠地区飞行时允许失效，但要求至少装有两个稳定的方向性陀螺系统，且工作正常，并连同经批准的自由陀螺领航技术一起使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

机组应确信计划航路符合规定。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-24-1 备用姿态/ILS 指示器				
1）姿态指示	B	1	0	允许失效，但要求： a）仅在白天目视飞行条件下飞行，且 b）不在已知或预报的 over-the-top（见下注）条件下飞行。
2）进近模式	C	1	0	

注：FAR PART 1 定义 over-the-top：means above the layer of clouds or other obscuring phenomena forming the ceiling.

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-31-1 仪表着陆系统	C	3	2	不使用备用汇流条电源且FAR不要求的均可以失效。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作注意
营运人必须根据自己机场的最低气象条件来确定ILS系统的要求。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-32-1 信标系统	C	1	0	允许失效，但要求进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作注意
营运人必须根据自己的航路系统来确定信标台的要求。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-33-1 无线电高度表（RA）系统（EADI）				
2）多信号源供给 GPWS	C	3	1	（O）允许失效，但要求： a）GPWS 可得到高度数据，且 b）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）或操作程序不使用。
	A	3	0	（O）允许失效，但要求： a）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）或操作程序不使用。 b）在两个飞行日内完成修复。

EICAS 状态信息

GND PROX BITE

GND PROX SYS

挂牌

视情挂牌。

维护注意

1.如果左无线电高度表失效，可操纵着陆形态警告测试电门来观查失效的功能。然而，着陆形态襟翼监控方式仍起作用，若有必要，可按下述方法验证其工作：

A.拔出 LDG GEAR POS SYS 1 和 2 跳开关。

B.襟翼在着陆位置，所有警告信号都工作。

C.襟翼在收起位置，至少有一个油门收至慢车时，形态警告灯亮和相应的 EICAS 信息将显示。

D.闭合 LDG GEAR POS SYS 1 和 2 跳开关。

2.无线电高度表系统的特定故障将导致以下一个或多个信息显示：

A.AUTOPILOT 自动驾驶

B.R/A DISAGREE 无线电高度表不一致

C.GND PROX BITE（仅是左 R/A）近地自检

3.如果任何一个无线电高度表不能给具有多源数据链的近地警告提供无线电高度信息，那么会出现 GND PROX SYS 状态信息。

操作程序（O）

1.遵守 MEL 限制。

2.如果左无线电高度表失效，那么机组将看到以下驾驶舱反应：

A.若起落架没有放下并锁定，襟翼收上，并且任一发动机油门在慢车，那么 CONFIG 警告灯会亮，并且 GEAR NOT DOWN EICAS 警告信息出现，但警笛不响，主警告灯也不亮。

B.若起落架没有放下并锁定，襟翼没有完全收上，并且任一发动机油门在慢车，那么起落架没有放下警告会正常工作。也就是说，CONFIG 警告灯会亮，GEAR NOT DOWN EICAS 警告信息会出现，警笛会响，主警告灯会亮。

C.若起落架没有放下并锁定，襟翼在 25 或 30 单位，双发油门位置任意，那么起落架没有放下警告会正常工作。CONFIG 警告灯会亮，GEAR NOT DOWN EICAS 警告信息会出现，警笛会响，主警告灯会亮。

3.TCAS 只需要一部无线电高度表就可以工作。若一部无线电高度表失效，TCAS 不受影响。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-40-1 米制高表表	D	1	0	允许失效，但要求操作程序不需要使用它。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-43-1 气象雷达系统	D	2	1	允许失效，但要求另一气象雷达系统工作正常。

EICAS 状态信息
WXR SYS

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-46-1 近地警告系统（GPWS）	A	1	0	（O）允许失效，但要求： a）建立并使用备用程序，且 b）在两个飞行日内完成修复。
1）方式1-4	A	4	0	（O）允许失效，但要求： a）建立并使用备用程序，且 b）在两个飞行日内完成修复。
2）测试方式	A	1	0	允许失效，但要求： a）GPWS 被认为失效，且 b）在两个飞行日内完成修复。
3）下滑道偏离（方式5）	B	1	0	
4）咨询提示	B	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）FAR 不要求，且 b）建立并使用备用程序。
5）风切变告警模式功能（反应式）（方式7）	B	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。 注：备用程序应包括重温风切变避让和风切变改出程序。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）建立并使用备用程序，且 b）风切变探测和避让系统（预警式）工作正常。
6）地形识别警告功能	B	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
7）地形显示	C	1	0	
	B	1	0	
8）跑道识别咨询系统（RAAS）	C	1	0	

EICAS 状态信息

GND PROX BITE
GND PROX SYS
WINDSHEAR REAC

挂牌

根据需要在飞行记录本上注明—“近地警告系统失效”或“近地警告方式失效”。

操作程序（O）

营运人需建立并使用相应的程序，以使飞行机组更加了解飞机布局、高度和飞行航迹。这些包括机组使用全部飞机可用系统（自动驾驶仪，自动着陆，仪表着陆系统，飞行管理计算机系统）和机组回顾最低航路高度和高度喊话。

近地警告系统故障备用程序：
同时执行方式1-4、咨询呼叫和风切变方式的备用程序。

方式1-4失效时的备用程序（方式1-下降率过大，方式2-接近地形率过大，方式3-起飞或复飞后掉高度，方式4-当不在着陆形态时，存在不安全离地高度等警告）：
1.飞行前，通知所有机组成员该系统已失效。
2.在低高度时，禁止使用大下降率下降，必须严格保持常规飞行仪表显示的正常剖面要求的下降率。
3.起飞后，必须保持爬升剃度要求的正爬升率，监控垂直速率指示器。
4.飞行机组必须增加对各机场、各航路的最低安全高度的了解。
5.进近中，严格监控高度表和垂直速率指示器，严格保持仪表着陆系统的下滑坡度（如有效）。不操纵驾驶员应进行严格的高度报告。
6.在达到离地高度1000 英尺时，飞行机组必须确认所有飞机的外部形态调定（起落架和襟翼）处于着陆状态。

近地警告系统咨询提示失效时的备用程序：
1.飞行前，通知所有机组成员咨询提示失效。
2.在低高度进近时，不操纵飞机的驾驶员应严格执行高度警戒系统中的高度报告。
3.根据无线电高度表，及时修正飞行轨迹或飞行形态。

风切变告警模式失效时的备用程序：
1.重温风切变避让和改出程序（相关程序遵照QRH 中“非正常机动飞行”）。
2.不得在已知或预报的风切变条件下起飞和着陆。
3.飞行机组在最终进近定位点之前向ATC 询问最新的气象风条件以及已知的风切变报告。
4.当发生下列条件之一时，飞行机组执行风切变处置程序：
1）±15 海里/小时以上的指示空速变化；
2）±500 英尺/分以上的垂直速度变化；
3）±5 度以上的俯仰姿态变化；
4）高度表发生异常停顿或悬挂；
5）±1 个点以上的下滑道偏移量。

地形识别警告系统失效时的备用程序：
1.飞行前，通知所有机组成员该系统已失效。
2.在低高度时，禁止使用大下降率下降，必须严格保持常规飞行仪表显示的正常剖面要求的下降率。
3.飞行机组必须对当日所飞机场、备降场、航路的最低安全高度复习了解。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-51-1 VOR 导航系统	C	2	1	CCAR 不要求的、不使用备用汇流条电源的系统可以失效。 注：在 RNAV 运行方式下飞行时必须保证有持续有效的 VOR 位置数据更新。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作注意
营运人必须根据自己的航路系统来确定 VOR 系统的要求。
注：如果由于供电异常引起 L VOR 导航系统失效，那么信标系统也会失效。参见 MEL 34-32-1 项信标系统失效的相关规定。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注和例外
34-53-1 ATC 应答机和自动高度报告系统				注：CAAC 要求在执行 RVSM 区域飞行时，至少保证一部二次监视雷达（SSR）高度报告应答机工作正常。
	B	2	1	允许失效，但要求： 1）航路飞行不需要使用，且 2）飞行前 ATC 设备必须获得跨越计划飞行航路的许可。
	D	2	1	CCAR 不要求使用的可以失效。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

视情挂牌。

<u>操作注意</u>

营运人必须确定自己的要求。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-55-1 测距机系统（DME）	C	2	1	**注**：在 RNAV 运行方式下飞行时必须保证有持续有效的 DME 数据更新。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作注意

营运人必须根据自己的航路系统来确定 DME 的要求。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-57-1 无线电罗盘（ADF）系统	D	2	1	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-60-3 全球定位系统(GPS)	C	2	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
	D	2	0	允许失效，但要求程序不需要使用。

注：全球定位系统的功能可以由包含有 GPS 组件的多模式接收机（MMR）来实现。不管其功能如何实现，此 MEL 项目是对 GPS 功能的放行规定。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
营运人必须根据自己的航路结构来确定导航的要求。GPS 失效会影响到 RNP 运行。

备用程序：
1.通知飞行组成员该系统已失效。
2.如大气数据计算机，惯性基准系统工作正常，且飞行管理计算机系统和无线电导航均工作正常，允许正常飞行。
3.如以上设备中有故障，参见最低设备清单（MEL）导航部分。
4.如参见的最低设备清单中的故障与全球定位系统故障发生冲突，飞机不得放行。
5.飞行中通知 ATC 该系统失效对侧向偏置程序的影响。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-61-1 飞行管理计算机系统（FMCS）				
1）FMC（包括 CDU/HMCDU /MCDU）	C	2	1	（M）（O）除延程飞行外，允许一个失效，但要求航路飞行时不需要使用它。
	C	2	0	（M）（O）除延程飞行外，允许两个都失效，但要求： a）验证两个燃油指示系统（FQIS）处理器通道都工作正常， b）所有驾驶舱燃油量指示系统工作正常，且 c）航路飞行不需要使用。
	C	2	1	（M）（O）对于远程导航飞行，允许一部 FMC 失效，但要求有其它经过批准的导航手段可用。 注：如果相关的 HMCDU 或 MCDU 工作正常，可使用以满足导航要求。 注：在按照 RNAV 要求飞行时，必须至少保证一部 FMC、一部 CDU 正常工作。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
4）导航数据库	C	2	0	允许过期失效，但要求： a）放行前使用现行有效的航空图表验证导航位点， b）建立并使用程序以验证用于定义飞行航路的导航设备的状况和适宜性，且 c）人工调谐和识别进近导航无线电。 注：在按照 RNAV 要求飞行时，必须保证导航数据库是有效的。
5）FMC 指示灯	C	1	0	（M）允许失效，但要求验证 CDU MSG 灯和 EICAS 咨询信息 FMC MESSAGE 工作正常。

注：对于装有高级失速警告计算机和速度带显示的飞机，出现有 WARN ELEX 状态信息放行是允许的，但要求 P51 WEU BITE 组件仅显示故障代码 D7（FMC 无效）。在每次放行前都要做此检查。

EICAS 状态信息

WARN ELEX

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.按下列步骤进行测试，以验证燃油量指示系统（FQIS）处理器通道工作正常：

注：做此项测试时，油箱油量最好是少于 15,000 磅（7000 公斤）。

A.按 AMM 24-22-00 提供电源，闭合电瓶和 RIGHT DC BUS 跳开关。

B.关闭加油面板门。
C.拔出 P11 板上的 FUEL QTY 1 和 FUEL QTY 2 跳开关。
D.确认燃油量显示为空白。
E.测试 FQIS 处理器通道：
1）闭合 FUEL QTY 1 跳开关，等待 10 秒钟后，记录每个油箱的指示油量（处理器通道 1 测试）。
2）拔出 FUEL QTY 1 跳开关，然后闭合 FUEL QTY 2 跳开关，等待 10 秒钟后，记录每个油箱的指示油量（处理器通道 2 测试）。
3）闭合 FUEL QTY 1 跳开关。
4）对 E1 和 E2 步记录的油量进行比较，如果每个油箱的油量差为 400 磅（200 公斤）或更少，则燃油量指示处理器组件是可用的。

2.对于装有高级失速警告计算机和速度带显示的飞机，如果 WARN ELEX 信息出现，那么每次飞行前完成下列步骤：
A.验证 P51 WEU BITE 组件仅显示故障代码 D7（FMC 无效）。
B.通过做 WEU 供电故障指示器测试（AMM 31-51-00/501），验证 WEU 供电正常。WEU 供电失效不允许放行飞机。

3.FMC 指示灯失效时放行飞机：
A.验证 CDU 上的 MSG 指示器工作正常：
1）按下或按下保持住 P5 板上的 IND LTS TEST 电门。
2）确信 CDU 上的 MSG 指示灯点亮。
3）松开 IND LTS TEST 电门。
4）确信 MSG 指示灯熄灭。
B.验证 EICAS 咨询信息 FMC MESSAGE 工作正常：
注：做这个测试需要两个人员，一个在驾驶舱，一个在主设备舱。
1）拔出 P11 板上的 FMCS CMPTR RIGHT 跳开关。
2）按下左 CDU 上的 CLR 按键，清除左 CDU 上的所有信息。
3）按下左 FMC 前面的 TEST 按钮。
4）确信 EICAS 上显示 FMC MESSAGE 信息。
5）闭合 P11 板上的 FMCS CMPTR RIGHT 跳开关。
6）拔出 P11 板上的 FMCS CMPTR LEFT 跳开关。
7）按下右 CDU 上的 CLR 按键，清除右 CDU 上的所有信息。
8）按下右 FMC 前面的 TEST 按钮。
9）确信 EICAS 上显示 FMC MESSAGE 信息。
10）闭合 P11 板上的 FMCS CMPTR LEFT 跳开关。

操作程序（O）

1.一部 FMC 失效时：

A.飞机滑出之前完成 IRS 校准。

注：某些具有 IRS 构形的飞机没有键盘。当这种飞机一部 FMC 失效放行时，若第二部 FMC 在空中失效，那么一旦飞机断电或 IRS 方式选择电门离开 NAV 位时，将不再能够校准 IRS。

B.与飞行指引仪一起使用 LNAV 和 VNAV（有 HMCDU/MCDU 的飞机）：

a.在 FMC 失效的一侧，用 NAV 源选择电门选对侧 FMC 或同侧 CDU。

b.左 FMC 失效：

当两个 F/D 电门接通，并在飞行指引仪方式飞行时，如果机长的 NAV 源电门选择到 R FMC 或 L CDU 位时，LNAV 和 VNAV 会接通。另外，如果右自动驾驶接通或只有右 F/D 接通时，LNAV 和 VNAV 也会接通。关断左 F/D 电门，允许使用 LNAV 和 VNAV，但只有右飞行指引仪工作。

程序：离地后（F/D 在 TO 方式），根据需要使用 HDG SEL 和 FL CH 方式，直到机长的 NAV 选择器移到备用源或右自动驾驶接通。然后，根据需要使用 LNAV 和 VNAV。

c.右 FMC 失效：

当两个 F/D 电门接通，并在飞行指引仪方式飞行时，LNAV 和 VNAV 会接通。如果副驾驶的 NAV 源电门选择到 L FMC 或 R CDU 位，任一自动驾驶接通，LNAV 和 VNAV 会接通。另外，如果左或中自动驾驶接通或右 F/D 接通，LNAV 和 VNAV 会接通。

程序：离地后（F/D 在 TO 方式），根据需要使用 HDG SEL 和 FL CH 方式，直到副驾驶的 NAV 选择器移到备份源，或左或中自动驾驶接通。然后，根据需要使用 LNAV 和 VNAV。

C.只有一部 FMC 工作时，在 VOR 进近期间，一个驾驶员在最后的进近点位之前，必须从 RDMI 或 HSI（在 VOR 方式）显示中，获取与 VOR 相关的进近原始数据。

2.两部 FMC 都失效放行飞机时，使用 IRS 方式选择器面板，输入飞机的当前位置（参看操作手册中的辅助程序—“飞行管理，导航” ）。

3.只有一部 FMC 工作的远程导航飞行时：

注 1：FMC NAV 源选择电门必须有 CDU-L 和 CDU-R 位。

注 2：一部 FMC，连同两个 IRS 系统在导航方式，和两部 HMCDU 或 MCDU 能满足放行要求（参看飞机飞行手册第 3 部分）。

A.除上述步骤 1 外，在起飞前视情完成下列步骤 ：

1）左 FMC 失效时：

a.用机长 FMC NAV 源选择电门选择 FMC-R，以从右 FMC 下载数据输入到左 CDU。

注：在飞行计划完成后或在起飞前的任何飞行计划修改后，FMC 电门需保持在此位至少 1 分钟。

b.至少 1 分钟后，用机长 FMC NAV 源选择电门选择 CDU-L。

c.观察机长 HSI 航图显示变成单一的航路显示，且无正常的导航数据库象征。HSI 上应显示 CDU-L。这就证明了备用导航系统的可用性。

d.起飞前，用机长 FMC NAV 源选择电门选择 FMC-R。

2）右 FMC 失效时：

a.用副驾驶 FMC NAV 源选择电门选择 FMC-L，以从左 FMC 下载数据输入到右 CDU。

注：在飞行计划完成后或在起飞前的任何飞行计划修改后，FMC 电门需保持在此位至少 1 分钟。

b.至少 1 分钟后，用副驾驶 FMC NAV 源选择电门选择 CDU-R。

c.观察副驾驶 HSI 航图显示变成单一的航路显示，且无正常的导航数据库象征。HSI 上应显示 CDU-R。这就证明了备用导航系统的可用性。

d.起飞前，用副驾驶 FMC NAV 源选择电门选择 FMC-L。

4.导航数据库过期失效时放行飞机，遵守 MEL 的限制。

A.对照过期失效的导航数据库，查看 NOTAMS 和图表。

B.如果需要，人工输入航路结构。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
34-61-2 防撞系统（TCAS II）		1	1	飞机在外站，机载防撞系统因临时故障不能正常工作时，航空器驾驶员在起飞前向空中交通管制部门报告。经空中交通管制部门报请总局空管局运行中心同意后，可以批准其飞回维修基地。
1）组合式 TA 和 RA 双重显示	C	2	1	允许不操纵飞机的飞行员一侧的显示失效，但要求： a）操纵飞机的驾驶员一侧，TA 和 RA 视频显示工作正常，且 b）操纵飞机的驾驶员一侧，TA 和 RA 音频功能工作正常。
2）RA 显示系统	C	2	1	允许不操纵飞机的飞行员一侧失效。
	C	2	0	（O）允许失效，但要求： a）TA 视频显示和音频功能工作正常， b）机组只选择 TA 方式，且 c）航路或进近程序不需要使用。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
3）TA 显示系统	C	2	0	（O）允许失效，但要求： a）RA 视频显示和音频功能工作正常，且 b）航路或进近程序不需要使用。
4）音频功能	B	1	0	允许失效，但要求航路或进近程序不需要使用 TCAS。

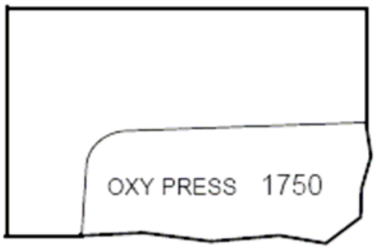
EICAS 状态信息
TCAS SYSTEM

挂牌
视情挂牌。

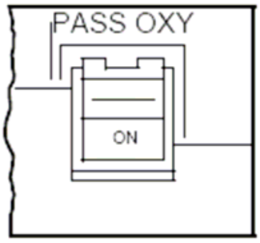
维护程序（M）
整个 TCAS 系统失效时放行飞机，应拔出并卡住 TCAS 跳开关，使该系统被安全解除。

操作程序（O）
观察工作正常的指示和咨询信号，根据需要做出反应。

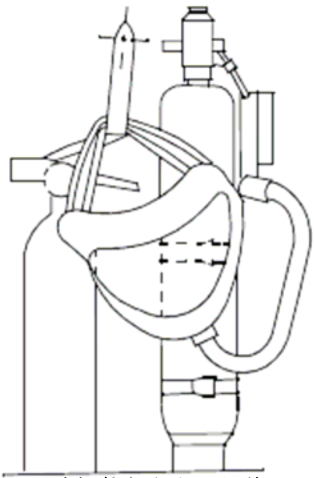
有意留空



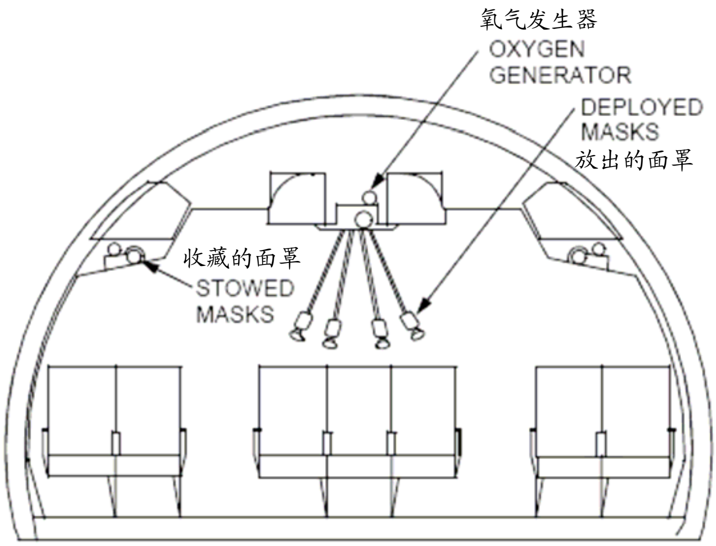
CREW OXYGEN PRESSURE
INDICATION (EICAS)
35-11-2
机组氧气压力指示（EICAS）



OVERHEAD PANEL
顶板



手提氧气瓶分配组件
PORTABLE OXYGEN
DISPENSING UNIT
35-31-1



旅客氧气系统
PASSENGER OXYGEN
SYSTEM
35-21-1

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
35-11-2 机组氧气系统				
1）压力指示系统（EICAS）	B	1	0	（M）允许失效，但要求每次放行前验证所供氧气高于最低要求。
2）氧气瓶压力表（单瓶系统）	C	1	0	允许失效，但要求 EICAS 压力指示工作正常。
3）机组氧气面罩	C	4	0	允许失效，但要求有关座位不坐人。
	C	4	0	允许失效，但要求低于 MSL10,000 英尺飞行。
4）氧气热释放指示器	C	1	0	（O）允许失效或缺失。

EICAS 状态信息

无

挂牌

EICAS 附近挂牌—“氧气压力指示失效”。

维护程序（M）

EICAS 压力指示失效：

1.从驾驶舱氧气面罩深呼吸 4 或 5 次，确定氧气瓶打开。（如果氧气瓶关闭，则管道压力会很快降为零）。

2.检查并记录瓶体压力表的系统压力。

3.确定氧气瓶温度。

4.与 飞行签派部门联系，确定航班中所需的氧气瓶压力。

注：放行所需最低氧气瓶压力数值可在飞行计划和性能手册的第 2 章中查到（最新数据含在操作手册第三册第 23.10 节内）。

操作程序（O）

验证氧气压力是否够分配：

1.选择 EICAS 状态页面，记录氧气压力。

2.选择 NORMAL/100%电门在 100%位。

3.按下并保持 RESET/TEST SLIDE 控制杆。

4.观察黄色十字立即出现在 FLOW 指示器内。

5.按压并保持 EMERGENCY/TEST 选择器。

A.保持一会 RESET/TEST SLIDE 控制杆在下位，按压 EMERGENCY/TEST 选择器，并观察黄色十字出现在 FLOW 指示内。

B.观察氧气压力在测试时没有减少。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
35-20-1 PBE 防烟面罩		7	7	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
35-21-1 旅客氧气系统	B	1	0	（O）允许失效，但要求： a）飞机不在最低航路高度高于海拔 14，000 英尺的航线飞行， b）两个空调组件都正常工作， c）增压系统其它所有设备都工作正常， d）飞机保持在高度层 FL250 或以下飞行， e）“手提氧气设备可供 10％的旅客使用”能满足，且 f）向旅客简介注意事项。
	B	1	0	允许失效，但要求飞行高度保持在海拔 10，000 英尺以下。
1）旅客服务组件（PSUS）	B	111	0	（M）没有飞行高度限制时允许失效，但要求： a）有关座椅停用并挂牌，且 b）所有可用盥洗间乘务员位置的组件都工作正常。
2）自动放下系统	B	1	0	（M）允许失效，但要求： a)人工面罩放下系统工作正常，且 b)飞机限制在高度层 FL300 或以下飞行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

按维护程序（M）中的要求。

维护程序（M）

旅客服务组件失效：

1.关闭失效 PSU 门并用胶布贴上。

2.停用相应的座椅，并用绳子、带子或其它方法拦住，以防旅客使用。若乘务员组件和盥洗间组件失效，如前处理。

3.在停用的座椅或盥洗间门上挂牌—“请勿使用”。

面罩自动放下系统失效：

1.按 AMM35-21-00，旅客氧气系统-调节/测试一节，检查旅客氧气系统人工放下系统的工作。

2.仅自动放下系统失效时，在上 EICAS 显示屏附近挂牌—“旅客氧气—自动方式失效”。

3.通知飞行签派部门，飞行计划可能受影响。

操作程序（O）

旅客氧气系统失效：

1.计划用等于或低于 14，000 英尺的最低航路高度飞行。

2.最大飞行高度不超过 FL250。

3.飞行前，机长应向客舱机组成员简介将要使用的备用紧急程序。

备用紧急程序：

放行前（在旅客登机过程中或登机之前），给旅客讲解使用便携式氧气组件的应急程序。

面罩自动放下系统失效：

1.做好人工使用 PASS OXY（旅客氧气电）门放出旅客氧气面罩的准备工作。

2.飞行高度限制到 FL300。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
35-31-1 手提氧气瓶分配组件（瓶和面罩）	D	10	4	（M）允许超出规章要求的瓶和面罩失效或丢失，但要求： 1）飞机上配置要求数量的可用组件，且 2）将失效的组件合理放置以防搞混，飞机到维修基地后取下勤务。

营运人必须根据航路系统和机上人数确定手提式氧气设备的要求。

EICAS 状态信息

无

挂牌

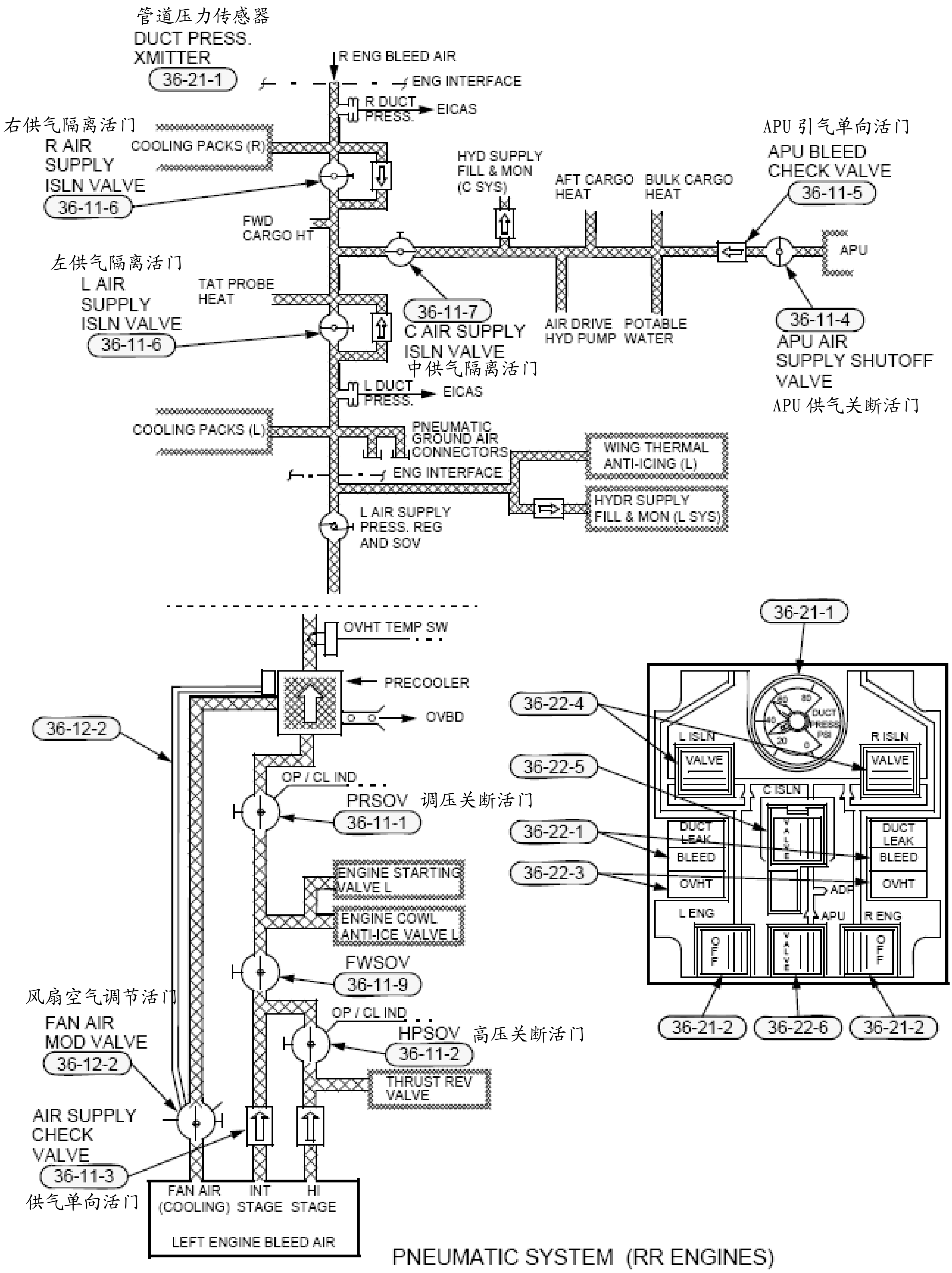
视情挂牌。

维护程序（M）

1.将失效的组件合理放置以防搞混，飞机到达维修基地后取下。

2.确保整个飞机的可用组件分配符合要求。

有意留空



PNEUMATIC SYSTEM (RR ENGINES)
气源系统

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-1 发动机引气调压关断活门（PRSOV）	C	2	1	（M）（O）除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）除起动/发动机外，调压关断活门固定在关闭位， b）相应的发动机引气电门保持在关断位， c）另一发动机起动活门工作正常， d）飞机不在已知或预报结冰区飞行， e）起飞后相应的引气隔离活门开，进近和着陆前关闭， f）起飞时 APU 作为空气驱动泵的气源或执行空气驱动泵失效减载规定， g）另一发动机的引气系统工作正常，且 h）飞行高度保持或低于 FL350。

注：调压关断活门固定在关闭位时，前货舱空调系统将不工作。

EICAS 状态信息

无

挂牌

气源控制面板处视情挂牌—“左（右）引气调压关断活门失效关闭”。

<u>维护程序（M）</u>

1.通知飞行签派部门，飞机的操作程序和飞行计划将受影响，只能用一个空调组件。

2.将 P5 板上的左发或右发电门灯按至 OFF 位，验证关断灯亮，光杠消失。

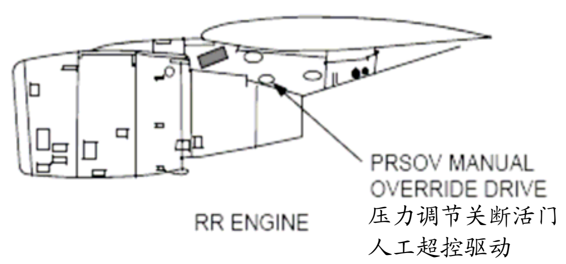
注：不要拔出失效活门的跳开关，因为它将影响源发动机气源系统起动逻辑。

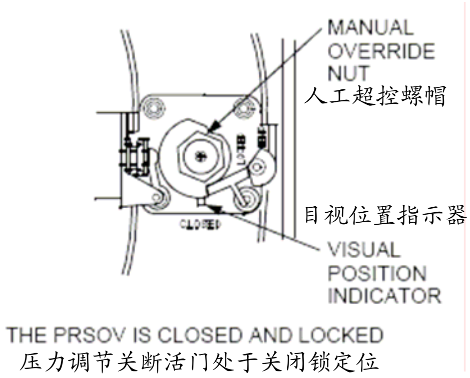
3.在左发动机吊架上：

A.用 1/2 英寸方头驱柄插入吊架左侧，PROSV 人工超控孔口。

B.反时针方向旋转约 1/2 圈，使活门锁住。

C.取出驱柄。





4.在右发动机吊架上:

A.在吊架左侧打开盖板 443BL。

B.用 1/2 英寸方头驱柄插入 PROSV 人工超控孔。

C.反时针方向旋转约 1/2 圈，使活门锁住。

D.取出驱柄。

E.关闭盖板 443BL。

<u>操作程序（O）</u>

1.风扇空气活门工作解除后，需遵循飞机性能损失规定。参见 MEL 36-12-2 项操作程序。

2.当在起飞和着陆过程中使用 APU 气源时，中央隔离活门必须关闭，APU 关车后再将其打开。

3.关断受影响的空调组件。

4.离开结冰区域。

注：APU 工作时其平均油耗为 200 磅（90 公斤）/小时。

5.在飞行中相关的引气隔离活门必须打开，以给液压油箱增压。某些非正常程序需将此活门关闭。

6.如果剩下的引气源失效，做以下工作：

A.参见 MEL 21-51-1 项的操作程序（O）。

注：在 17,000 英尺以下可以用 APU 操作一个空调组件来供气增压。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-2 发动机高压级引气活门系统	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）活门固定在关闭位。 b）结冰区飞行，相应发动机的 N1 转速至少保持 70％N1（10,000 英尺平均海平面高度以下为 55％N1），且 c）另一发动机引气系统工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

气源控制面板处视情挂牌—“左（右）引气调压关断活门失效“。

维护程序（M）

1.通知飞行签派部门，飞行操作程序，计划可能受影响，只有一个空调组件可用。

2.按以下程序把高压关断活门锁在关断位：

警告：完成反推解除程序，以防反推工作可能引起的设备损坏或人员受伤。

A.按 AMM 78-31-00/201 完成反推解除程序，使之处于地面维护（前推位）位置。

B.在外函道上安装一个工作台（RR 件 CP30784）。

C.在排气混合管道上安装保护垫（RR 件 CP30796）。

D.在工作台（CP30784）上安装接近工具（RR 件 CP30785）。

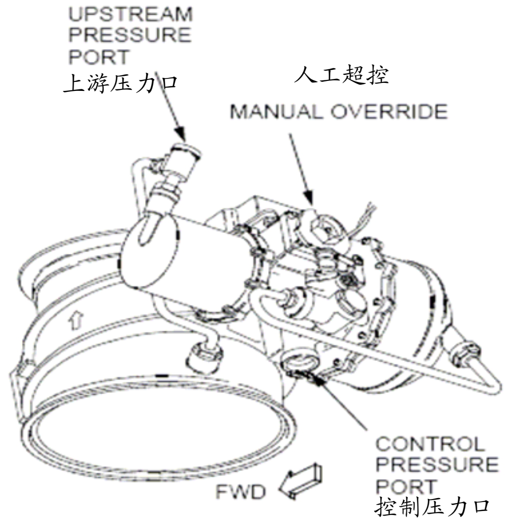
E.打开受影响的发动机左内勤务板 411ER（421ER）。

F.转动人工超控（反时针）到锁定位，确保目视位置指示器指示活门在关闭位。

G.安装左勤务板 411ER（421ER）。

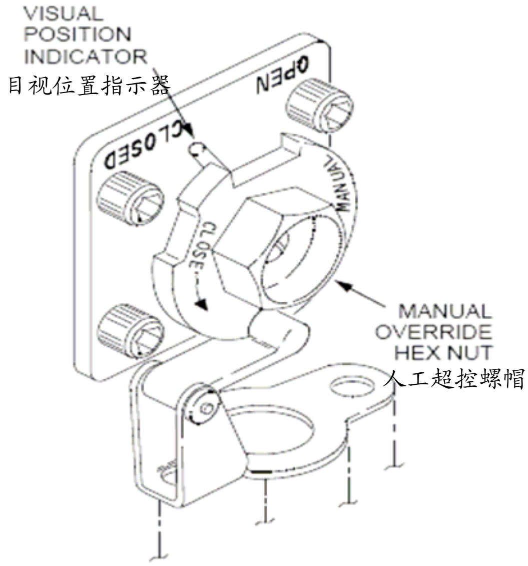
H.折去 CP30785，CP30796，CP30754。

I.按 AMM 78-31-00/201 完成反推作动程序。



HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE
高压关断活门

RB211



MANUAL OVERRIDE AND
VISUAL POSITION INDICATOR
人工超控和目视位置指示器

操作程序（O）

1.当飞机遇结冰情况时，受影响的发动机至少应保持 70％N1（低于 10,000 英尺时为 55％—除着陆需要外），以确保有足够的防冰引气。

2.在高压级引气活门/HPSOV 处于关闭锁定位时，在某些特定的情况下，当发动机转速处于慢车状态时，发动机的引气关断灯和组件关断灯可能会点亮。熄灭发动机引气关断灯和组件关断灯的方法如下：

A.确信受影响的一边的总管压力低于 10PSI。

B.确信受影响的一边的隔离活门关闭。

C.确信受影响的一边的空调组件没有选择在 OFF 位（选择 AUTO 或 STBY 位）。

D.前推油门离开慢车到 80％N3，使 PRSOV 和组件流量控制活门打开，发动机引气关断灯和组件关断灯熄灭。当推力减小时，发动机引气关断灯和组件关断灯又重新点亮。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-3 中压级单向活门（低压）	C	2	1	（M）（O）允许一个失效在开位，但要求： a）将相应的高级引气活门/HPSOV 固定在关位， b）飞过结冰区时相应发动机至少保持 70％N1（10，000 英尺平均海平面高度以下为 55％），且 c）另一发动机的引气系统工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

飞行记录本上注明——“中压级单向活门失效打开”。

气源控制面板处视情挂牌——“左（右）发高压关断活门失效关闭”。

维护程序（M）

1.通知飞行签派部门，飞行可能受影响。

2.按 MEL 36-11-2 项的程序，将相应的高压关断活门固定在关闭位。

操作程序（O）

1.飞过结冰区时，相应发动机的转速至少保持在 70％N1（除着陆需要外，低于 10,000 英尺时为 55％），以确保有足够的引气供给防冰系统。

2.当高压级引气活门/HPSOV 锁在关闭位时，在某些特定的情况下，当发动机转速处于慢车状态时，发动机的引气关断灯可能会点亮。为熄灭发动机引气关断灯：

A.确信受影响的一边的总管压力低于 10PSI。

B.确信受影响的一边的隔离活门关闭。

C.确信受影响的一边的空调组件没有选择在 OFF 位（选择 AUTO 或 STBY 位）。
D.前推油门离开慢车到 80％N3，使 PRSOV 打开，发动机引气关断灯熄灭。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-4 APU 引气活门	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a）活门关闭，且 b）引气电门保持在 OFF 位。 注：APU 可用作电源。

EICAS 状态信息

无

挂牌

气源控制面板处挂牌——“APU 引气活门失效关闭”。

维护程序（M）

1.把 P5 板上的 APU 引气活门电门灯按压到 OFF 位。

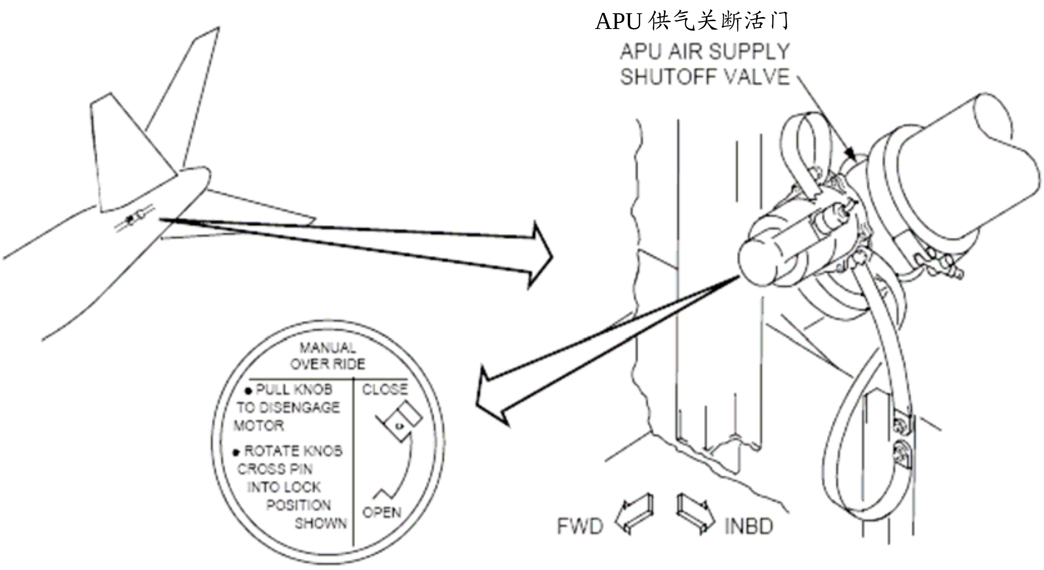
A.如果活门灯亮，按下述步骤人工关闭 APU 活门：

1）拔出并卡住 P11 板上的 AIR SUPPLY APU BLEED POWER 跳开关。

2）打开控制 接近门 313AL。

3）人工将 APU 活门上的位置指示器转到 CLOSE 位。

4）关闭控制接近门 313AL。



APU AIR SUPPLY SHUTOFF VALVE
APU 供气关断活门

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-5 APU引气单向活门	C	1	0	除起动发动机外，允许失效， 但要求 APU 引气活门保持在关闭位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-6 左和右引气隔离活门	C	2	1	（M）除超过 120 分钟延程飞行外，允许一个失效，但要求： a）除起动发动机外，活门关闭， b）飞机不在已知或预报结冰条件下飞行，且 c）双发引气活门都工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

气源控制面板处视情挂牌——“左（右）隔离活门失效”。

维护程序（M）

注：放行前，失效的活门必须人工置于打开位置供发动机起动，然后将其关闭。

1.拔出并卡住 P11 顶板上相应的跳开关。

A.L LSLN VAL PWR

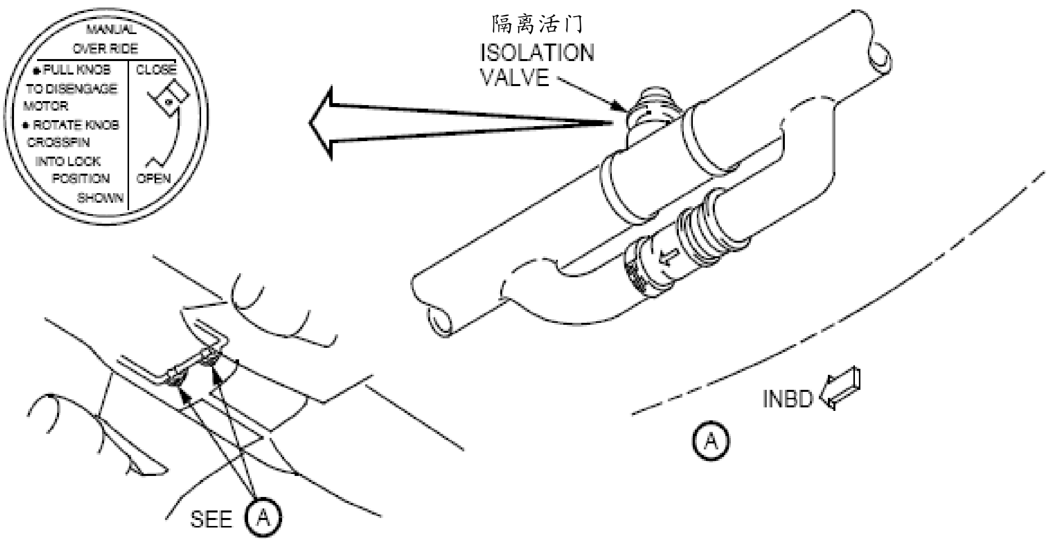
B.R ISLN VAL PWR

2.打开左或右空调（ECS）舱门。

3.人工将超控手柄置于 OPEN 位以起动发动机。

4.发动机起动成功后，将人工超控手柄置于 CLOSE 位。

5.关闭左或右空调舱门。


MANUAL
OVER RIDE
• PULL KNOB
TO DISENGAGE
MOTOR
• ROTATE KNOB
CROSSPIN
INTO LOCK
POSITION
SHOWN
CLOSE
OPEN
隔离活门
ISOLATION
VALVE
SEE A
INBD
A

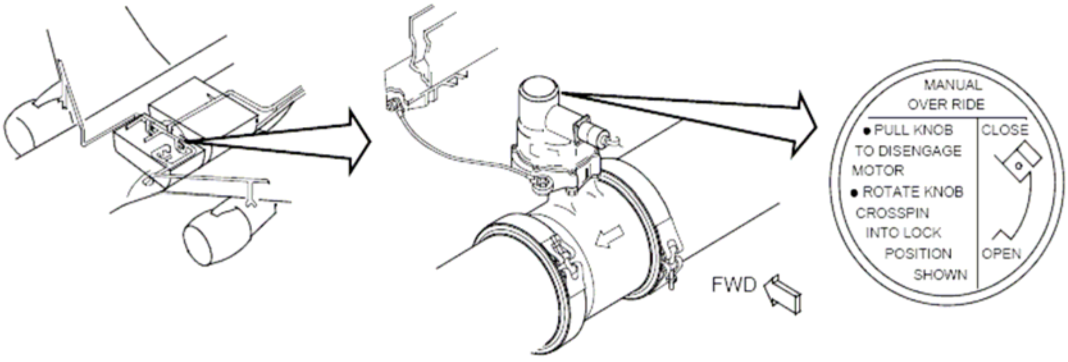
项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-7 中央引气隔离活门	C	1	0	（O）允许失效，但要求： a）除发动机起动外将活门固定在关闭位， b）起飞和着陆时 APU 用作气源或遵守 ADP 失效时的减载规定， c）两个中央电动液压泵都工作正常，且 d）飞行高度低于 FL270。

EICAS 状态信息
无

挂牌
气源控制面板处挂牌—“中央隔离活门失效”。

维护注意
1.如果 APU 气源用于起动发动机，中央隔离活门必须在起动发动机前人工打开和发动机起动后人工关闭。通过左轮舱接近活门。
2.拔出并卡住头顶跳开关板上的 C AIR SUPPLY ISLN VLV PWR 跳开关。

操作程序（O）
1.如果 APU 引气不可用，参看 MEL 29-11-3 项 ADP 失效时的减载规定。
2.17,000 英尺以下，后货舱和散装货舱可使用 APU 引气进行加热。17,000 英尺以上运载活物和/或易腐货物可能会受影响。



CENTER ISOLATION VALVE INSTALLATION
中央隔离活门安装

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-9 发动机防火墙关断活门（FWSOV）	C	2	1	（M）（O）除超过 120 分钟的延程飞行外，一个可以失效在关闭位，但要求： a）相应的发动机引气电门保持在 OFF 位， b）相应的引气隔离活门在起飞后打开，进近和着陆前关闭， c）飞机不在已知或预报结冰条件下飞行， d）起飞时用 APU 作为 ADP 的气源，或遵守 ADP 失效时的减载规定， e）另一发动机引气系统工作正常，且 f）飞行高度在 35,000 英尺或以下。
	C	2	1	（M）（O）除超过 120 分钟的延程飞行外，一个可以在打开位失效，但要求： a）FWSOV 气动全开， b）相应的高压级引气活门固定在关闭位， c）在结冰条件下，相应发动机应保持最小 70％N1（低于 10,000 英尺海平面时为 55％N1），且 d）另一发动机的引气系统工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
FWSOV 在关闭位失效：
1.通知飞行签派部门，飞行操作、程序和飞行计划可能受影响，仅一个空调组件可用。
2.按下列步骤把防火墙关断活门锁在关闭位：
警告：完成反推解除程序，防止人员受到伤害或设备受损。
A.按 AMM 78-31-00/201 完成反推解除程序，使之处于地面维护（前推位）位置。
B.在外涵道上安装一个工作台（RR 件 CP30784）。
C.在排气混合管道上安装保护垫（RR 件 CP30796）。
D.把接近工具 RR 件 CP30785 装在 CP30784 上。
E.打开受影响的发动机左内勤务板 411ER（421ER）。
F.转动人工超控（反时针）到锁定位，确保目视位置指示器指示活门在关闭位。
G.安装左内勤务盖板 411ER（421ER）。
H.拆去 CP30785，CP30796，CP30754。
I.按 AMM 78-31-00/201 完成反推作动程序。

FWSOV 在打开位失效：
1.按 AMM 78-31-00/201 完成反推解除程序，使之处于地面维护（前推位）位置。
2.按 MEL 36-11-2 项把高压关断活门锁在关闭位。
3.拔出 P11 板上的 ENGINE START CONT L（R）跳开关，挂上“不要闭合”标牌。
4.拔下起动机活门电插头。
5.取下“不要闭合”标牌，闭合步骤 3 拔出的跳开关。
6.选择 L（R）ENG 引气开关到 ON 位。
警告：下一步是干转发动机，因起动活门失效，马达实际上不工作，但气源应打开 FWSOV。
7.按 AMM 71-00-00 干转发动机。
8.通过 FWSOV 上目视指示器确认活门已全开。
9.把发动机起动开关置 OFF 位。
10.拔出步骤 3 中的跳开关，挂上“不要闭合”标牌。
11.插上起动活门电插头。

12. 取下“不要闭合”标牌，闭合步骤 10 中拔出的跳开关，。
13.按 AMM 78-31-00 松开反推。

操作程序（O）

1.航路上有结冰情况时，受影响的发动机应保持最小 70％N1（除着陆需要外，10，000 英尺以下为 55％），以确保相应的发动机有足够防冰引气。
2.起飞时使用 APU 为 ADP 供气。
3.如果 APU 引气不可用，参看 MEL 29-11-3 项 ADP 失效时的减载规定。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-11-10 高压级单向活门	C	2	0	允许失效在打开位。

EICAS 状态信息
无

挂牌
飞行记录本上视情注明—“右（左）发动机高压级单向活门失效在打开位”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-12-2 风扇空气（预冷器）控制系统	C	2	0	（M）（O）除超过 120 分钟延程飞行外，允许失效，但要求： a）相应的风扇空气调节活门固定在全开位置，且 b）飞机不在已知或预报结冰区飞行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在引气控制面板附近挂牌—“风扇空气调节活门失效”。

维护程序（M）

1.通知飞行签派部门，飞行操作、程序和飞行计划可能受影响。飞机起飞和着陆重量需减载。

2.风扇空气调节活门固定在全开位时：

A.通知飞行签派部门，飞行操作、程序和飞行计划可能受影响。

B.按下列步骤解除相应风扇空气活门的工作：

警告：完成解除反推程序，以防止反推的意外工作伤人损物。

1）按 AMM 78-31-00/201，解除反推（前推位）。

2）打开该发动机吊架盖扳 433AL（443AL）。

3）从 PRSOV/FAV 控制器上脱开风扇空气活门控制感压管，并在感压管的控制口上盖上盖子。

4）关闭左（右）盖板 433AL（443AL）。

5）按 AMM 78-31-00/201 完成反推作动程序（前推位）。

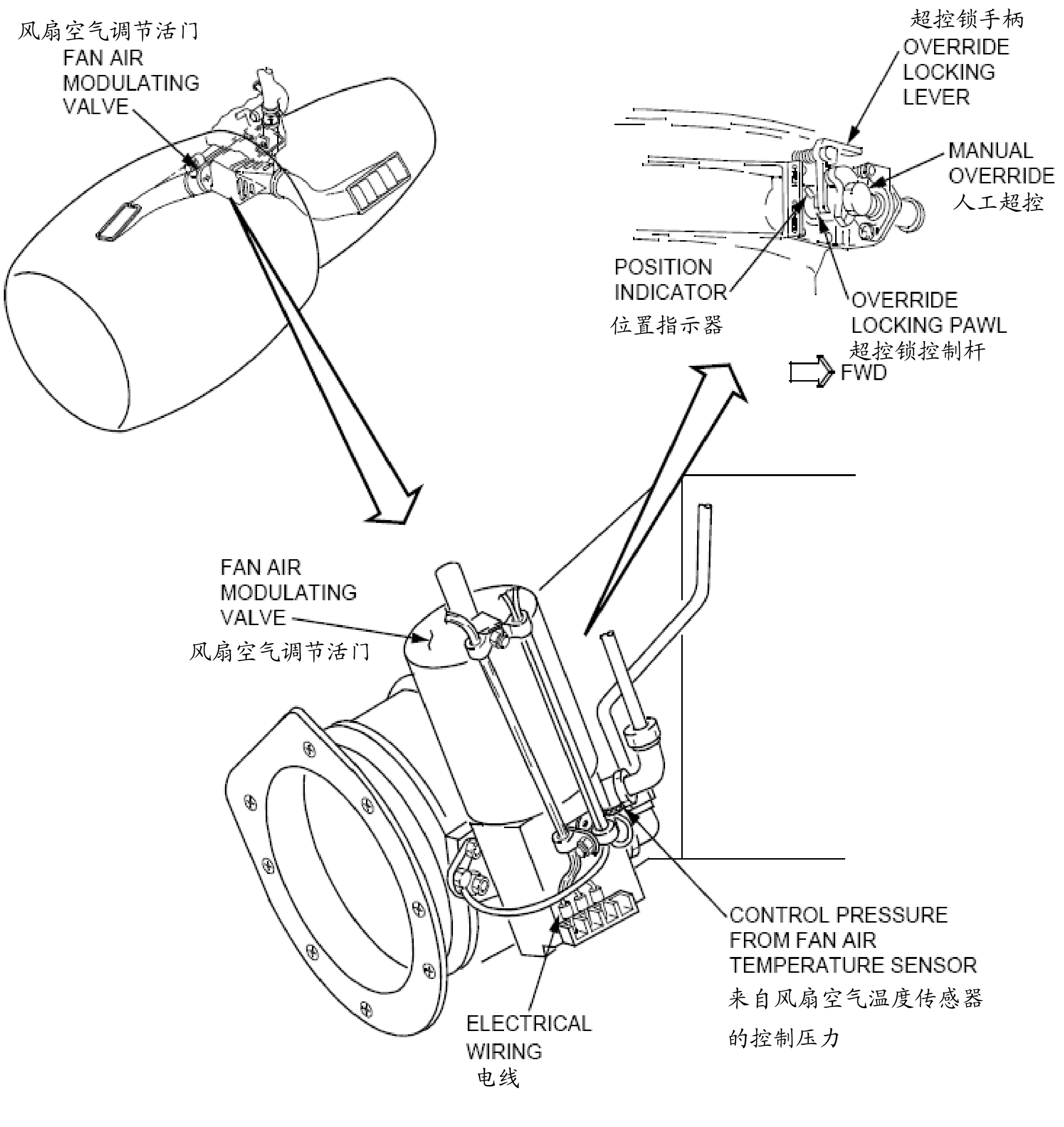


FIGURE 1 - FAN AIR MODULATING VALVE (-200/-300)
风扇空气调节活门

操作程序（O）

1.将两个空调组件选到 ON 位。
2.每一个失效活门在中间位置时，燃油消耗增加 0.6%，失效活门在全开位时，燃油消耗增加 1.2%。
3.机翼防冰性能减弱。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-21-1 引气管道压力指示系统 1）管道压力指示器（P5 面板）	C	2	1	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-21-2 发动机引气关断灯	C	2	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-22-1 引气灯	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）相应的高压级引气活门/HPSOV 固定在关闭位， b）飞过结冰区时，相应发动机至少保持 70％N1 转速（10,000 英尺平均海平面高度以下为 55％），且 c）另一台发动机引气系统工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

1.通知飞行签派部门，飞行操作可能将受影响。

2.按 MEL 36-11-2 项的程序将高压级引气活门/高压关断活门（HPSOV）固定在关闭位。

操作程序（O）

1.飞过结冰区时，相应发动机至少保持 70％N1 转速（10,000 英尺平均海平面高度以下为 55％）。

2.高压级引气活门/HPSOV 锁在关位时，在一定条件下，发动机在慢车时可能会引起发动机引气关断灯和组件关断灯亮。要使发动机引气关断灯和组件关断灯熄灭的程序是：

A.确信受影响一边的总管压力低于 10PSI。

B.确信受影响一边的隔离活门关闭。

C.确信受影响一边的空调组件没有选择在 OFF 位（选择 AUTO 或 STBY）。

D.前推油门离开慢车到 80％N3，打开 PRSOV 和组件流量控制活门，发动机引气关断灯和组件关断灯熄灭。当推力减小时，发动机引气关断灯和组件关断灯可能会重新点亮。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-22-3 过热指示灯	C	2	1	（M）（O）允许失效，但要求： a）相应的高压关断活门（HPSOV）固定在关闭位， b）在结冰条件下，相关发动机应保持最小 70％N1（低于 10,000 英尺平均海平面时为 55％），且 c）另一台发动机引气系统工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
1.通知飞行签派部门，飞行操作可能将受影响。
2.按 MEL 36-11-2 项的程序将高压关断活门固定在关闭位。

操作程序（O）
1.飞过结冰区时，相应发动机至少保持 70％N1 转速（10,000 英尺平均海平面高度以下为 55％）。
2.高压级引气活门/HPSOV 锁在关闭位时，在一定条件下，发动机在慢车时可能会引起发动机引气关断和组件关断灯亮。要使发动机引气关断和组件关断灯熄灭的程序是：
A.确信受影响一边的总管压力低于 10PSI。
B.确信受影响一边的隔离活门关闭。

C.确信受影响一边的空调组件没有选择在 OFF 位（选择 AUTO 或 STBY）。
D.前推油门离开慢车到 80％N3，打开 PRSOV 和组件流量控制活门，发动机引气关断灯和组件关断灯熄灭。当推力减小时，发动机引气关断灯和组件关断灯可能会重新点亮。

项　　目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-22-4	左和右引气隔离活门灯	C	2	1	（O）允许一个失效，但要求相应的管道压力指示器工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

如果怀疑隔离活门是否能正常工作，可参照 EICAS 上环境控制系统（ECS）页面和/或管道压力指示器。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-22-5 中引气隔离活门灯	C	1	0	

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
36-22-6 APU 引气活门灯	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

有意留空

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
38-10-1 饮用水系统	C	2	1	（M）个别的部件可以失效，但要求： a）解除或隔离相关的部件，且 b）确认相关的系统部件不渗漏。 注：可以使用任何系统中工作正常的部分。
	C	2	1	（M）可以失效，但： a）系统排干，且 b）建立程序以保证该系统不使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在解除或隔离的部件上挂牌—“失效，不要使用”。

在饮用水勤务面板后挂牌—“饮用水系统失效，不允许加水”。

维护程序（M）

注：由于厨房、厕所和饮水龙头等的安装情况大不相同，各部件失效的可能性也不同，营运人需根据自己机队的安装情况来建立相应程序。

1.参看 AMM 38-10-00。

2.对于失效的个别部件：

A.解除或隔离失效的部件。

B.确认相关的系统部件不渗漏。

3.对于饮水系统失效：

A.排干饮水系统（参看 AMM 12-14-01/301）

B.建立程序保证饮水系统不使用。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
38-30-1 厕所污水系统	C	2	1	（M）个别的部件可以失效，但要求： a）解除或隔离相关部件，且 b）确认相关系统部件不渗漏。 注：可以使用任何系统中工作正常的部分。
	C	2	1	（M）厕所的相应系统可以失效，但要求： a）解除或隔离相关的部件，以防渗漏， b）机长决定是否能接受前厕所不能使用的飞行，且 c）相关的厕所门关闭锁上，并挂牌—“停止使用—禁入”。 注：此条款不限制机组人员对厕所的检查。

<u>EICAS 状态信息</u>

无

<u>挂牌</u>

在解除或隔离的部件上挂牌—“失效，禁止使用”。

在污水箱勤务面板上挂牌—“*号污水箱失效”。

相关的厕所门上挂牌—“停止使用—禁入”。

维护程序（M）

注：由于厕所安装情况大不相同，各部件失效的可能性也不同，营运人需根据自己机队的安装情况来建立相应程序。

1.对厕所系统的描述、操作、维护和勤务，参看 AMM 。

2.对于失效的个别部件：

A.解除或隔离失效的部件。

B.确认相关的系统部件不渗漏。

3.对于厕所污水系统失效：

A.排干相关的污水箱。

警告：不要往相关的污水箱里加化学品。

B.确信相关的厕所门关闭锁上并挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
38-32-1 水箱预充控制系统	C	2	1	（M）允许失效，但要求相应的预充控制活门锁定在打开位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

预充控制活门必须被打开或旁通，以便冲洗污水箱，然后加入适当的化学药水。

1.参看维护手册，接近预充控制活门。

2.断开预充控制活门的线路，且加盖收藏好。

3.完成下述步骤 A 或步骤 B—D：

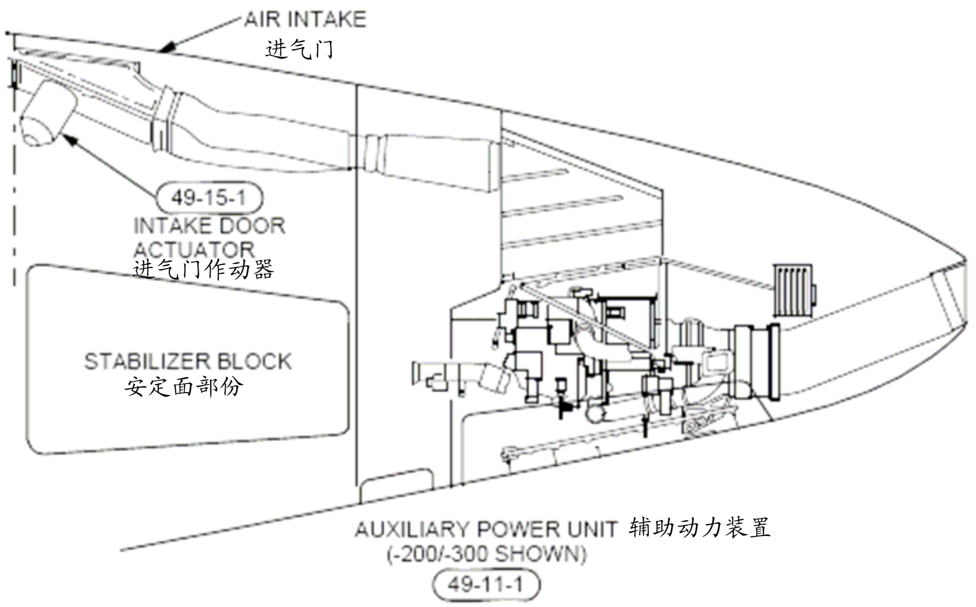
A.人工将预充控制活门固定在打开位，或

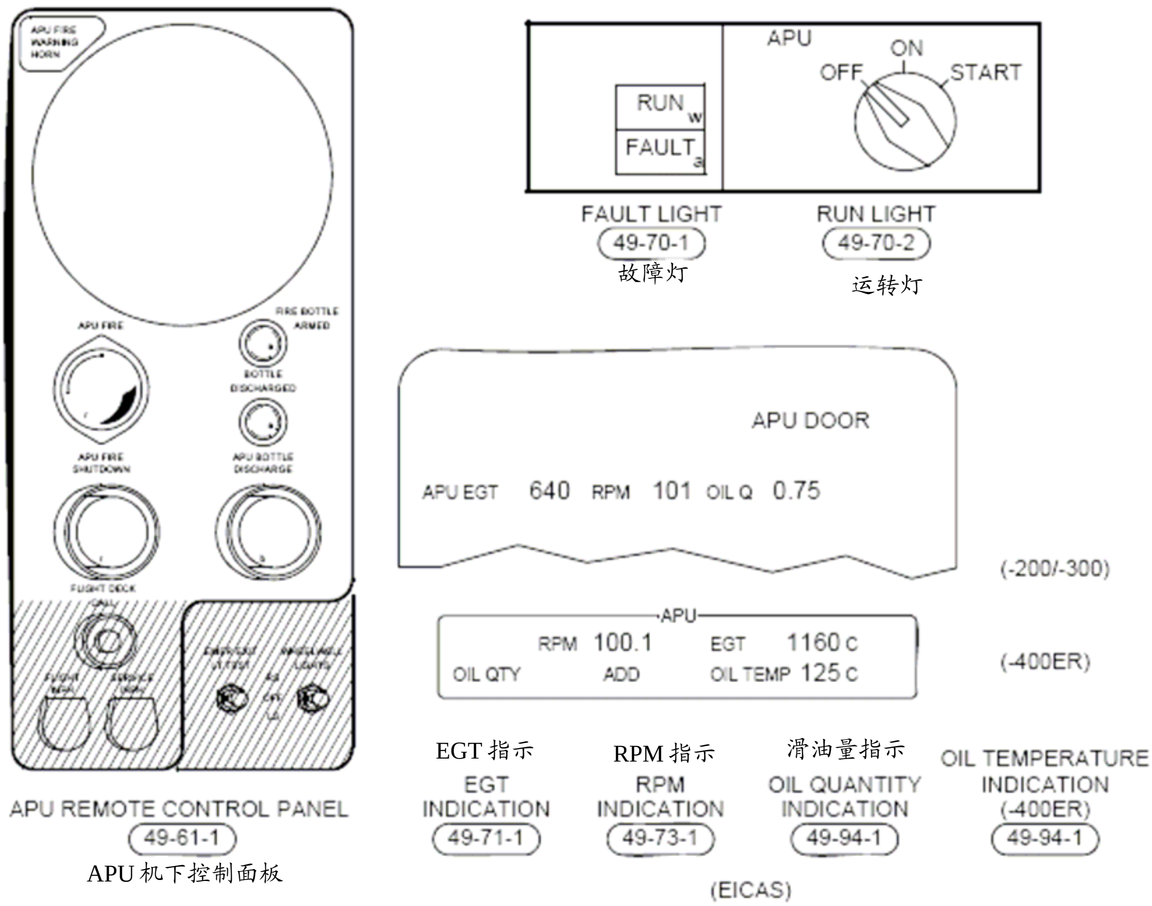
B.从预充控制活门的进出口，断开冲洗管路。

C.视需要拆掉螺杆和活门。

D.用适当的短管连接冲洗管路。

4.参看维护手册，给污水箱加注 6 加仑的化学药水。


AIR INTAKE
进气门
49-15-1
INTAKE DOOR ACTUATOR
进气门作动器
STABILIZER BLOCK
安定面部份
AUXILIARY POWER UNIT 辅助动力装置
(-200/-300 SHOWN)
49-11-1


APU
OFF
ON
START
RUN
FAULT
FAULT LIGHT
49-70-1
故障灯
RUN LIGHT
49-70-2
运转灯
APU DOOR
APU EGT 640 RPM 101 OIL Q 0.75
(-200/-300)
APU
RPM 100.1 EGT 1160 C
OIL QTY ADD OIL TEMP 125 C
(-400ER)
APU REMOTE CONTROL PANEL
49-61-1
APU 机下控制面板
EGT 指示
EGT INDICATION
49-71-1
RPM 指示
RPM INDICATION
49-73-1
滑油量指示
OIL QUANTITY INDICATION
49-94-1
OIL TEMPERATURE INDICATION
(-400ER)
49-94-1
(EICAS)

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-11-1 辅助动力装置（APU）	C	1	0	除延程飞行外允许失效，但要求两台发动机的发电机工作正常。
1）引气功能	C	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用。

注 1：可按 AMM 49-11-02 拆下 APU。当拆下 APU 放行时应确保：（1）给拆除设备称重，且（2）修改载重平衡数据。APU 拆下时，APU FAULT 灯保持亮，并且在发动机起动后，EICAS 信息 APU BLD VAL，APU FUEL VAL 和 APU GEN OFF 可能会显示。

注 2：APU 引气功能由 APU 引气活门（MEL 36-11-4 项）控制。如果引气功能不工作，APU 引气活门必须按照 MEL 36-11-4 项中的程序关闭。

注 3：如果没有外部电源，参考 MEL 24-00-2 项用电瓶起动的程序。必须使用地面气源供气。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-15-1 APU 进气门作动系统				
1）门关闭	C	1	0	（M）允许失效在固定关闭位，但要求 APU 被认为失效。
2）门全开	C	1	0	（M）（O）允许失效在全开位，但要求遵守 AFM 的性能减载要求。
3）门部分打开	C	1	0	（O）允许失效在部分打开位，但要求： a）遵守 AFM 的性能减载要求，且 b）APU 被认为失效。

注：当进气门部分打开时将导致 APU 反转，此时轴承得不到正常润滑。因此，部分开门工作时间应尽量短。当进气门全开或全关闭时，APU 不会反转。

EICAS 状态信息
APU DOOR

挂牌
在 APU 主电门上挂牌——“进气门失效（开/关）”。

维护程序（M）
1.按下列步骤人工调定进气门位置和/或固定 APU 进气门在合适位置：
A.释放左、右、中液压系统压力（参看 AMM 29-11-00）。
B.将 P5 板上的 APU 主控制电门放在 OFF 位。
C.将 P61 板上的左、中、右飞行控制关断尾翼电门放在 OFF 位，并挂上“禁止操作”标牌。
D.将 P10 板上的左和中安定面配平关断电门放到 CUTOUT 位，并挂上“禁止操作”标牌。

E.拔出下列跳开关，并挂上“不要闭合”标牌：
1）P11 板， L-FLT CONT SHUTOFF TAIL （C1011）
2）P11 板， CTR-FLT CONT SHUTOFF TAIL （C1013）
3）P11 板， R-FLT CONT SHUTOFF TAIL （C1012）
4）P11 板， STAB TRIM SHUTOFF L （C1528）
5）P11 板， STAB TRIM SHUTOFF C （或 CTR）（C1529）
6）P11 板， APU ALTN CONT （C1391）
7）P49 板 E6 架上， APU PRIME CONT （C1383）
8）P49 板 E6 架上， APU INLET DOOR ACT （或 ACTR）（C1385）

F.打开下勤务接近门从机内接近作动器。

G.脱开进气门作动器电插头（D502），加盖、收藏（当 INLET DOOR ACT 跳开关闭合时，进气门也不作动）。

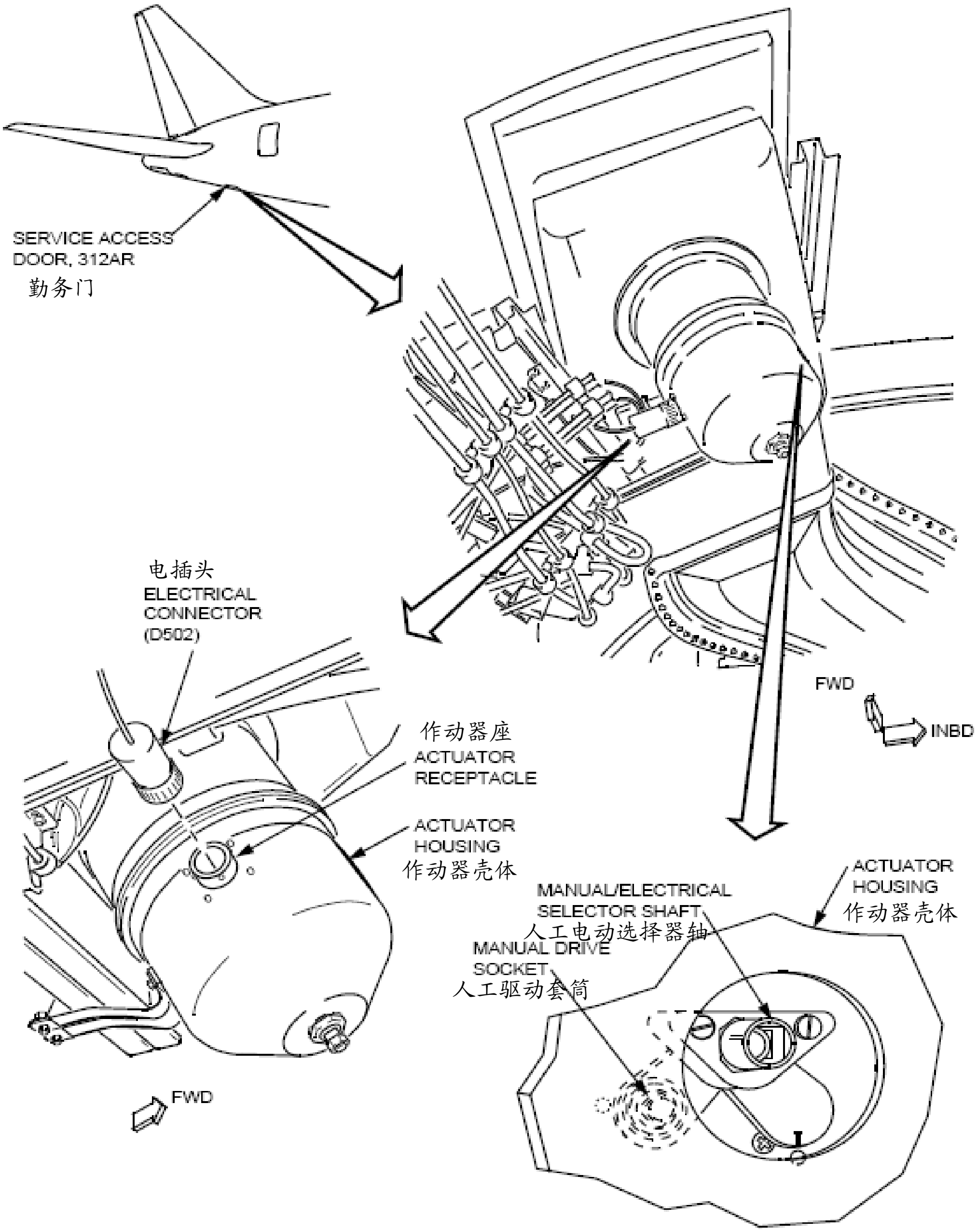
H.需要的话，手摇门作动器，调定其位置：
1）将 1/4 英寸驱动方头插入作动器下端的人工/电动选择轴内。向里推，并向逆时针方向转动（约 90°）直到人工驱动套筒展现。
注：不要超扭力矩转动人工驱动机构，如果感觉到明显阻力，作动器可能受损。
2）对于关闭位，将驱动方头插入露出的驱动套筒内，顺时针转动直到进气门关闭。
3）对于打开位，将驱动方头插入露出的驱动套筒内，逆时针转动直到进气门打开。
4）将 1/4 英寸驱动方头插入人工/电动选择轴内，向里推，顺时针转动，直到人工驱动套筒被壳体盖住为止。

I.关闭下勤务接近门。

J.取下标牌，闭合步骤 E 中拔出的跳开关。

K.取下标牌，将 P61 板上的左、中、右飞行控制关断尾翼电门放到 ON 位。

L.取下标牌，将 P10 板上的左和中安定面配平关断电门放到 NORM.位。



APU AIR INTAKE DOOR AND ACTUATOR INSTALLATION

APU 进气门和作动器安装

操作程序（O）

1.门全开：

A.APU 可在地面和空中使用。

B.油耗计划增加约 0.7％。

C.RB211 发动机的飞机，在起飞、航路爬升、着陆爬升无性能减载。

D.门在全开位时会有振动。

2.门部分打开：

A.不能使用 APU。

B.油耗计划增加约 0.7％。

C.RB211 发动机的飞机，在起飞、航路爬升、着陆爬升无性能减载。

D.门在部分打开位时会有振动。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-61-1 APU 外部控制系统	C	1	0	允许失效并使用 APU，但要求在驾驶舱 APU 控制装置附近有合格的操作者。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-70-1 APU 故障灯	C	1	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-70-2 APU 运转灯	C	1	0	（O）允许失效，但要求有其它的方法能够判断 APU 的工作状态。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

APU 关车：

1.将 APU 活门电门放在 OFF 位，检查 APU 活门灯不亮。

2.等待 120 秒，以使 APU 冷却。

3.将 APU 选择电门置于 OFF 位。

4.等待 20 秒，观察 APU 故障灯瞬时点亮，表明 APU 燃油活门已过渡到关闭状态。

APU 起动：

监测 EICAS 上显示的 APU RPM（转速）和 EGT（排气温度），当 APU 转速等于或高于 95％时才能加负载。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-71-1 APU 排气温度（EGT）指示	C	1	0	

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-72-1 APU 计时表系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

使用其它方法估计和记录 APU 运行时间，可以人工计时或利用基于飞行参数相应方式计算 APU 时间。

备用程序：

人工计时或利用基于飞行参数相应方式计算 APU 时间。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-72-2 APU 循环计数计系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
	D	1	0	允许失效，但要求程序不需要使用。

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

<u>维护程序（M）</u>
使用其它方式估计和记录 APU 运行时间，可以人工计时或利用基于飞行时间参数计算 APU 时间。

备用程序：
可以人工计时或利用基于飞行时间参数计算 APU 时间。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-73-1 APU 转速（RPM）指示	D	1	0	

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
49-94-1 APU 滑油量指示	C	1	0	允许失效，但要求 APU 被认为失效。
	D	1	0	（M）允许失效，但要求可用其它方法验证油量足够。

EICAS 状态信息

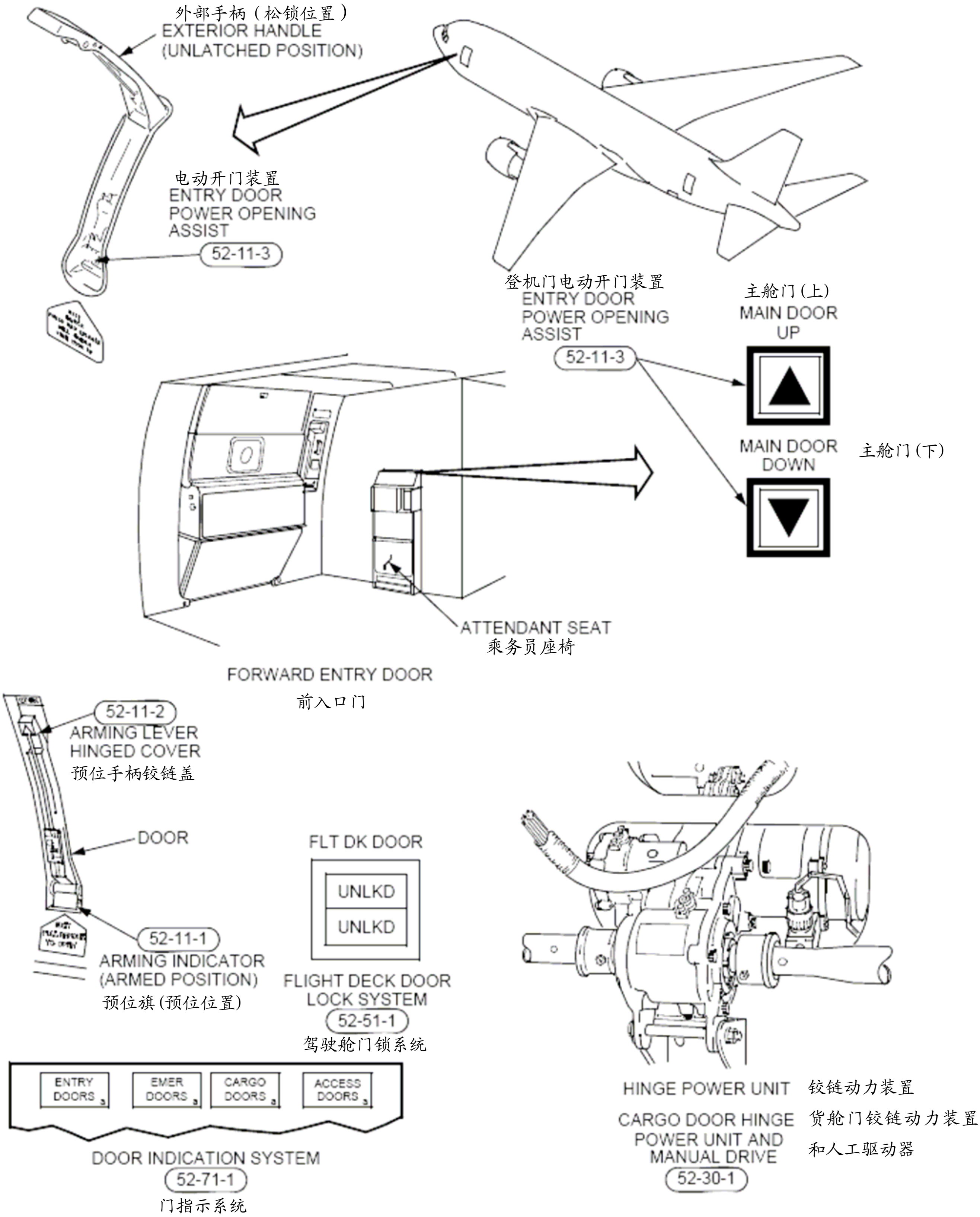
无

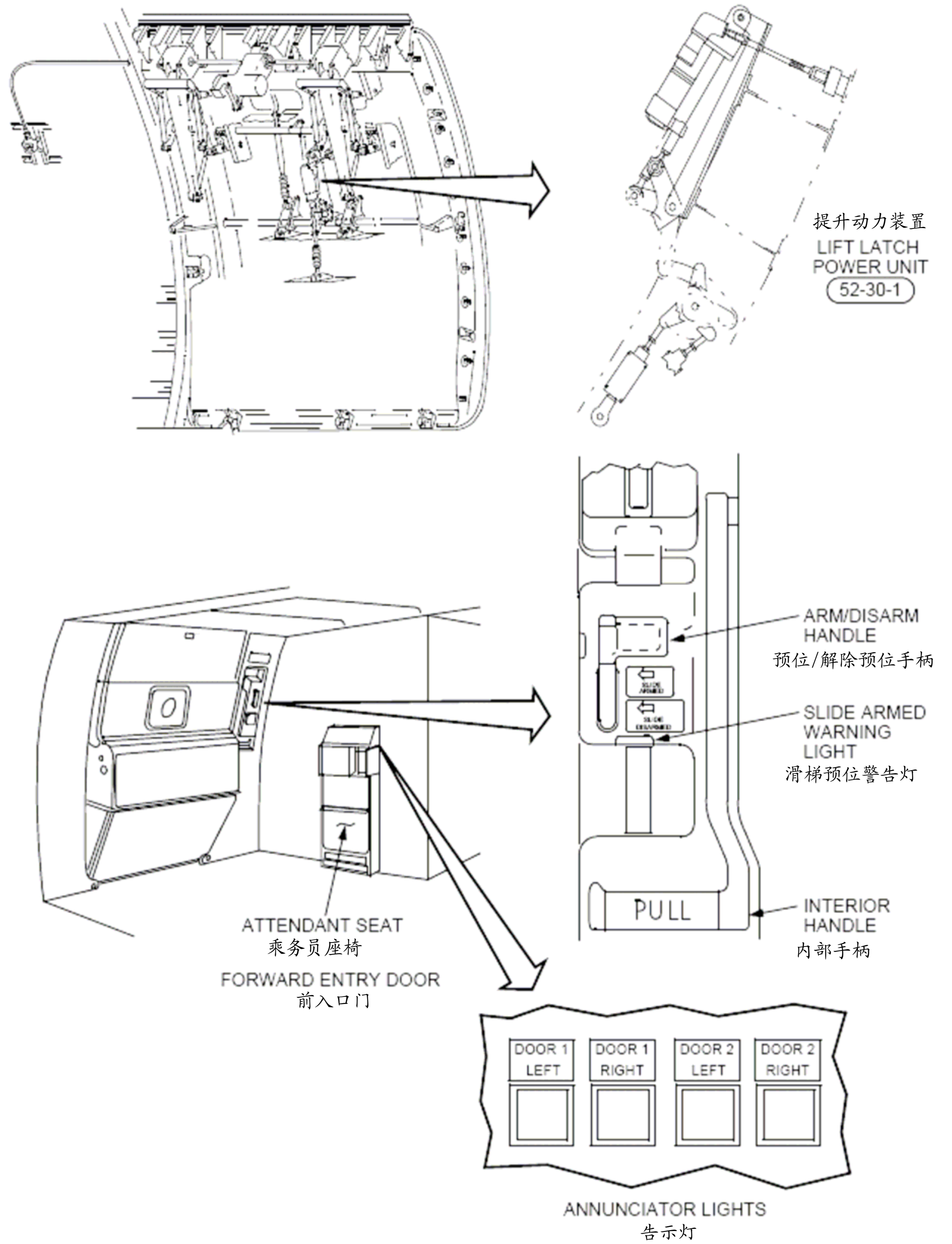
挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

检查 APU 滑油面观察窗，确信滑油在安全油面。


外部手柄（松锁位置）
EXTERIOR HANDLE
(UNLATCHED POSITION)
电动开门装置
ENTRY DOOR
POWER OPENING
ASSIST
52-11-3
登机门电动开门装置
ENTRY DOOR
POWER OPENING
ASSIST
52-11-3
主舱门(上)
MAIN DOOR
UP
MAIN DOOR
DOWN
主舱门(下)
ATTENDANT SEAT
乘务员座椅
FORWARD ENTRY DOOR
前入口门
52-11-2
ARMING LEVER
HINGED COVER
预位手柄铰链盖
DOOR
52-11-1
ARMING INDICATOR
(ARMED POSITION)
预位旗(预位位置)
FLT DK DOOR
UNLKD
UNLKD
FLIGHT DECK DOOR
LOCK SYSTEM
52-51-1
驾驶舱门锁系统
ENTRY DOORS
EMER DOORS
CARGO DOORS
ACCESS DOORS
DOOR INDICATION SYSTEM
52-71-1
门指示系统
HINGE POWER UNIT
铰链动力装置
CARGO DOOR HINGE
POWER UNIT AND
MANUAL DRIVE
52-30-1
货舱门铰链动力装置
和人工驱动器



ENTRY/SERVICE DOOR SLIDE ARMED INDICATING SYSTEM
52-73-1

登机/勤务门滑梯预位指示系统

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-11-1 主登机门/勤务门预位指示器	C	6	0	（M）允许失效，但要求在放行之前按规定验证方式选择机构处于“滑梯预位”方式。并且在非紧急开门之前，验证方式选择机构处于“滑梯解除预位”方式。

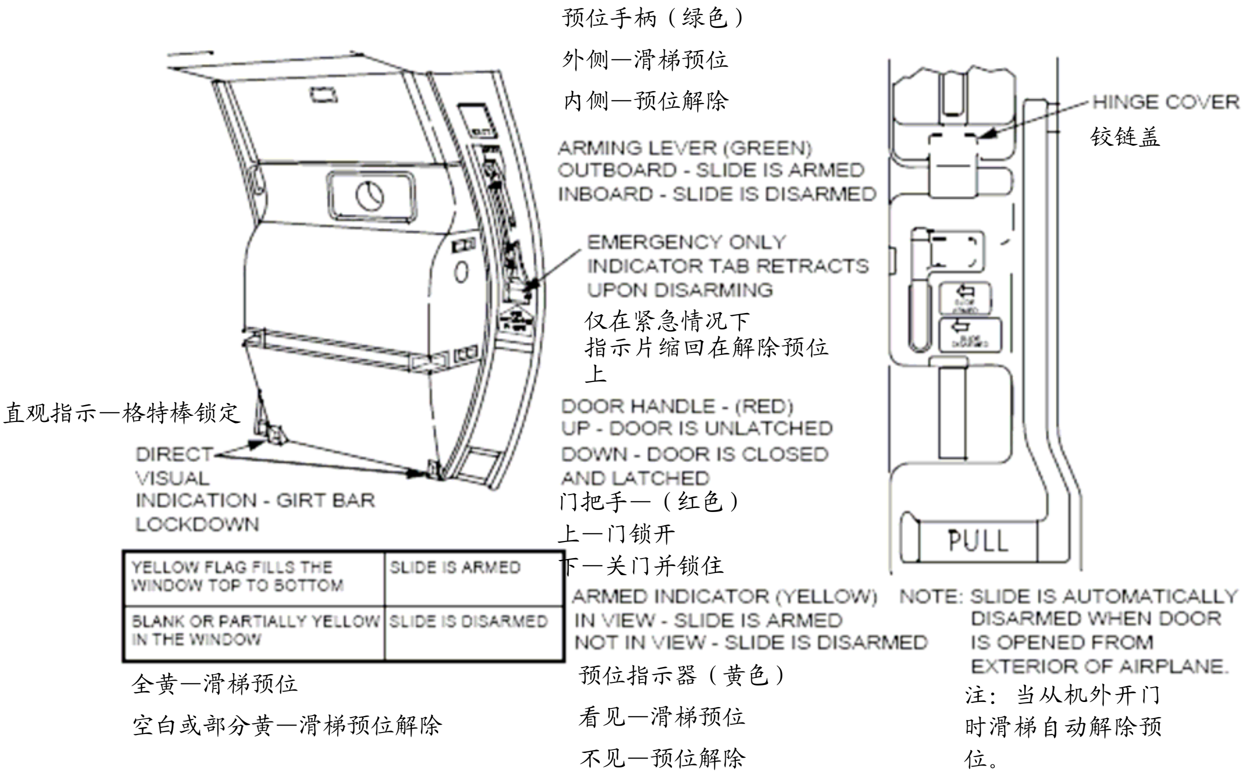
注：此项目包括 EMERGENCY ONLY 预位旗和滑梯状态警告指示器。

EICAS 状态信息
无

挂牌
在指示器上挂牌—“失效”。

维护程序（M）
通知飞行机组“ x 号门需目视检查滑梯预位/解除预位状态”。检查门其余部份工作正常。

操作注意
通过检查滑梯预位手柄的位置和格特棒下锁指示（见下图）来判断滑梯预位/或解除预位。起飞时，门必须处于预位状态才能离开停机坪，且只有当飞机滑进停机坪之后才能解除预位状态。


预位手柄（绿色）
外侧—滑梯预位
内侧—预位解除
ARMING LEVER (GREEN)
OUTBOARD - SLIDE IS ARMED
INBOARD - SLIDE IS DISARMED
HINGE COVER
铰链盖
EMERGENCY ONLY
INDICATOR TAB RETRACTS
UPON DISARMING
仅在紧急情况下
指示片缩回在解除预位
上
PULL
直观指示—格特棒锁定
DIRECT
VISUAL
INDICATION - GIRT BAR
LOCKDOWN
DOOR HANDLE - (RED)
UP - DOOR IS UNLATCHED
DOWN - DOOR IS CLOSED
AND LATCHED
门把手—（红色）
上—门锁开
下—关门并锁住
YELLOW FLAG FILLS THE WINDOW TOP TO BOTTOM
SLIDE IS ARMED
BLANK OR PARTIALLY YELLOW IN THE WINDOW
SLIDE IS DISARMED
全黄—滑梯预位
空白或部分黄—滑梯预位解除
ARMED INDICATOR (YELLOW)
IN VIEW - SLIDE IS ARMED
NOT IN VIEW - SLIDE IS DISARMED
预位指示器（黄色）
看见—滑梯预位
不见—预位解除
NOTE: SLIDE IS AUTOMATICALLY
DISARMED WHEN DOOR
IS OPENED FROM
EXTERIOR OF AIRPLANE.
注：当从机外开门
时滑梯自动解除预
位。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-11-2 主登机门/勤务门预位手柄铰链盖	D	6	0	允许损坏或缺失。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-11-3 登机门电动开门装置	C	1	0	

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-11-4 主登机门/滑梯/应急出口	A	6	5	（M）（O）允许一个主登机门/应急出口失效或滑梯缺失，但要求： a）所有其它主登机门/应急出口都工作正常， b）不从受影响的门上客， c）必须用醒目的拦带或拦绳将受影响的门拦住，并挂上“此门失效停用”标牌， d）和失效出口有关的紧急出口标志牌和地板灯须盖上以防误导， e）通知旅客不能用此门， f）上客前，从失效的舱门/滑梯算起，到相邻的前后出口之间一半的所有座位，应用醒目的带子或绳子拦住。只能拦住该区域内的座椅，不得拦住主过道、横过道和出口区。(若前舱门/滑梯失效，应拦住从客舱前端到与该门全部座椅。若后舱门/滑梯失效，应拦住从客舱后端到与该门相邻的前一组舱门之间距平分线以后的全部座椅)。(续)

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-11-4 主登机门/滑梯/应急出口				g)在相应位置挂醒目标牌，指明这些座椅不能坐乘客， h）乘载量不许超过其余各对出口的额定容量， i）延程/水上飞行，乘载量不允许超过滑梯/救生筏的正常额定容量，或当另一个最大容量的滑梯/救生筏也损坏时，所剩下的所有滑梯/救生筏的额定超载限量，取其中最小的为宜，且 j）须制定客座封拦布置和紧急撤离程序,并得到CAAC 的批准，并纳入公司的训练手册。 k）在一个飞行日内完成修复。 注 1：为保持飞机的装载（重心）极限，必要时修改配载图。 注 2：允许客舱乘务员在被拦区的各门附近就座。

EICAS 状态信息

无

挂牌

按维护程序对舱门和座椅挂牌。

维护程序（M）

1.将损坏停用的门原有的紧急出口标志盖上使之不可见（防止误导）。
2.将通往失效舱门的靠近地板紧急通道标志盖住或蒙住（防止误导）。
3.用醒目的拦带/绳将失效的门拦住并挂上“失效”标牌。
4.用醒目的拦带/绳将停用的座椅拦住并挂上“不许入座”标牌。
5.通知飞行签派部门，以便客舱乘务员及时告知旅客。
6.观察外部门手柄与蒙皮齐平，并且外部（红色）解除预位手柄与受影响的门的锁在关位的外部门手柄齐平。

操作程序（O）

起飞和着陆前应使各机组成员和乘客都知道：紧急撤离时失效门不能用作紧急出口。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-30-1 下货舱门				
3）货舱门锁机构（电功能）（大货舱门）	C	2	0	（M）允许失效，但要求： a）人工功能操作正常， b）锁钩机构没有损坏， c）上锁机构没有损坏， d）按维护手册上的程序，将门关闭并锁上，且 e）每次放行前目视检查所有的锁凸轮都在关闭位。
4）货舱门提升系统（大货舱门）	C	2	0	（M）人工和电动方式允许失效，但要求每次放行前证实舱门关闭锁好。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

大货舱门锁钩/锁闩机构

1.目视检查锁钩和锁闩，确定无损伤。

2.按 AMM 52-33-00 开门和关门（人工）。

货舱门提升机构

按下列步骤确信门已经关好锁好：

1.EICAS 上无相关门的信息。

2.P5 板上的琥珀色“CARGO DOOR”灯熄灭。
3.门与机身平齐。
4.通气窗全关。
5.将门顶部的通气窗朝里推开大约 3 英寸，然后突然松手时，通气窗马上回到全关位置。
注：如果仅仅是铰链机构的电动方式失效，遵照 AMM 52-33-00 使用人工方式。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-30-3 货舱门控制板指示系统 3）舱门打开和关闭灯（大货舱门）	C	2	0	（M）允许失效，但要求每次放行前目视检查，验证该舱门关闭并锁好。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

按以下步骤证实有关的货舱门关闭并锁好：

A.验证 EICAS 上未显示与货舱门有关的信息。

B.验证驾驶舱顶板上琥珀色“货舱门”（CARGO DOOR）灯不亮。

C.验证舱门和机身平齐。

D.通过门的目视窗口，目视检查验证每个门闩凸轮与固定点的颜色块对齐。

E.验证通气窗全关闭。

F.对于选装的大货舱门，验证门锁手柄及手柄释放按钮与机身平齐。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-35-1 散装货舱门平衡机构	C	1	0	（M）允许失效，但要求当舱门打开时用一个开位保持安全装置将门保持在打开位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

注：舱门重约 130 磅（60 千克）。

1.将散装货舱门开至全开位。

2.在货舱天花板上有条上锁带子，当平衡机构失效时用该带保持舱门打开。将它系在后门框下止动器上。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-51-1 驾驶舱门锁系统	C	1	0	允许失效，但要求： a）舱门可以人工锁住和开锁，且 b）将门锁的电磁线圈解除工作在伸出位。

EICAS 状态信息

无

挂牌

在驾驶舱门电门上挂牌—“驾驶舱门锁电磁线圈失效”。

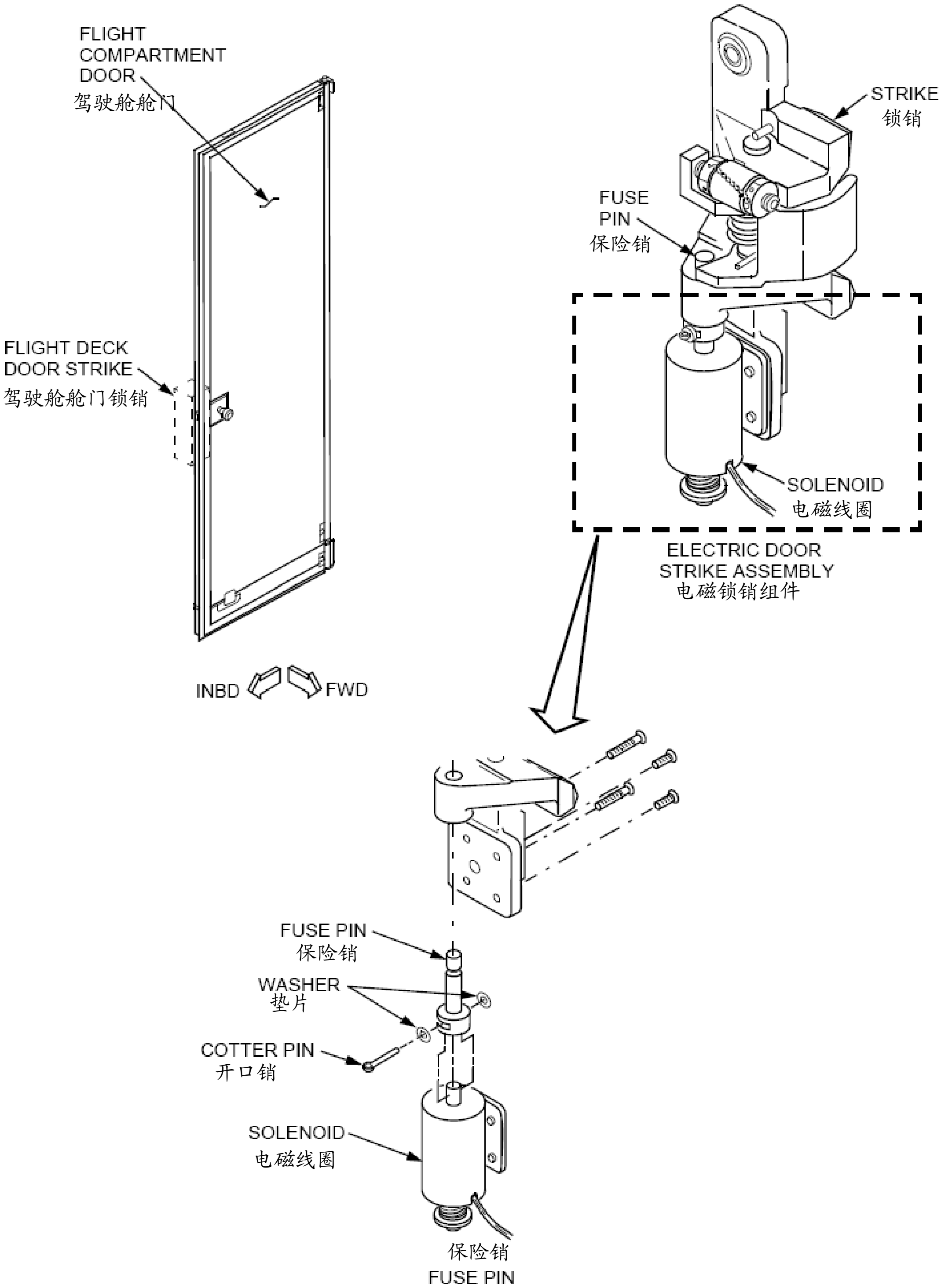
维护程序（M）

1.打开驾驶舱门。
2.拔出 P11 顶板上的 11T5，DOORS FLT DK LOCK 跳开关，挂上“不要闭合”标牌。
3.从驾驶舱内侧，门楔前面拆下电磁锁销组件盖板。
4.拆下保险销与电磁轴联接的开口销。
5.用力向上顶保险销。
6.将开口销装回电磁轴开口销孔内，使保险销下表面落在开口销上。
7.检查电磁锁销不会转动。
8.装回舱门电磁锁销组件盖板。
9.从驾驶舱内关上舱门。

警戒：当驾驶舱门锁处于上述状态时，在关驾驶舱门之前，应确信手头有一把钥匙，或一人在驾驶舱内（以防打不开门）。

10.拉舱门手柄（不要转动），检查舱门已锁上。

注：拉门时不要用力过猛以防折断保险销。



ELECTRIC STRIKE FUSE PIN
电磁锁销保险销

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-51-2 主设备舱机内入口盖板锁闩系统				
1）主锁闩系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求： a)门可以通过次锁闩系统人工锁住和开锁，且 b）飞行中不允许进入货舱。
2）次锁闩系统	C	1	0	允许失效，但要求主锁闩系统工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
1.取下螺丝和盖板接近次锁闩系统。
2.次锁闩系统有两种构型，按下述 A 或 B 步骤将门固定：
A.将锁销盒旋转 180°，使锁销穿过门和门边缘。
B.将滑动锁放到锁住位，使锁销穿过门和门边缘。
3.装回盖板和螺丝。
4.开门只需将上述程序逆向执行。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-51-3 波音增强型驾驶舱安全门自动锁定系统	A	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）自动锁定系统被解除， b）机械锁工作正常，用于锁定驾驶舱门， c）建立并使用机械锁的备用操作程序，且 d）在两个飞行日内完成修复。
1）进入驾驶舱面板系统（键盘、门铃）	B	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）键盘被解除，且 b）建立并使用备用程序。
a）灯（LEDS）	C	3	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
b）门铃模式	C	1	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。
c）开关保护盖	C	1	0	允许失效或缺失，但要求建立并使用备用程序。
2）驾驶舱门锁失效灯	B	1	0	（M）允许失效，但要求验证自动锁控制器工作正常。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
3）驾驶舱门自动开锁灯	B	1	0	（M）允许失效，但要求： a）验证自动锁控制器工作正常，且 b）门铃工作正常。
4）驾驶舱门锁控制选择器	B	1	0	（M）（O）允许失效，但要求： a）键盘被解除， b）验证自动锁工作正常，且 c）建立并使用备用程序。
5）压力变化率感觉组件	A	1	0	（M）允许失效，但要求： a）压力感觉组件被解除，且 b）在两个飞行日内完成修复。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
1.解除自动锁定系统：
A.将驾驶舱入口系统电门置 OFF 位（开关保护盖打开）。
注：当驾驶舱入口系统电门置 OFF 位时，门锁失效灯将保持点亮。
2.解除键盘：
A.拔出驾驶舱门锁跳开关。
B.拆除键盘。

C.脱开键盘电插头。
D.把键盘装回。
E.闭合驾驶舱门锁跳开关。

注： 当驾驶舱内无人，关闭驾驶舱门时，确信驾驶舱进入系统电门位于 OFF 位（保护盖打开）。

3.确认自动锁控制器工作正常：
A.把驾驶舱门打开，按 AMM 24-22-00/201 给飞机供电。
B.将驾驶舱入口系统电门置 NORM 位（开关保护盖闭合）。
C.将驾驶舱门锁控制选择控制器置 AUTO 位。
D.确认电磁锁在上锁位置（电磁锁的电磁销钉将被向上伸出，锁销不能转动）。
E.输入键盘进入代码，确认门铃谐音响起。
F.将门锁控制选择器置 DENY 位。
G.在 DENY 拒绝进入延迟时间内输入键盘进入代码，确认门铃谐音不会响起。
H.将门锁控制选择器置 UNLKD 位并保持。
I.确认电磁锁在开锁位置（电磁锁的电磁销钉将被向下缩回，锁销可以转动）。
J.将门锁控制选择器置 AUTO 位。
K.确认电磁锁在上锁位置（电磁锁的电磁销钉将被向上伸出，锁销不能转动）。

4.确认自动锁工作正常：
A.驾驶舱门打开，按 AMM 24-22-00/201 给飞机通电。
B.将驾驶舱入口系统电门置 NORM 位（开关保护盖闭合）。
C.确认电磁锁在上锁位置（电磁销的电磁销钉将被向上伸出，锁销不能转动）。
D.将驾驶舱入口系统电门置 OFF 位（开关保护盖打开）。
E.确认电磁锁在开锁位置（电磁销的电磁销钉向下缩回，锁销可以转动）。
F.将驾驶舱入口系统电门置 NORM 位（开关保护盖闭合）。
G.确认电磁锁在上锁位置（电磁锁的电磁销钉将被向上伸出，锁销不能转动）。

5.解除压力感觉组件（压力传感器）：
A.拔出驾驶舱门门锁跳开关。
B.拆除压力传感器。
C.脱开压力传感器上的电插头。
D.压力传感器的闭合电路要使自动上锁系统工作正常。
1）用件号为 M83513/4-A01N 的插座制作短插钉（参见详细规范 MIL-DTL-83513）。
2）剩余的线修到 2-3 英寸长。
3）把 4 和 6 线结合在一起。
4）接头处绝缘处理。
5）把短插钉和电插头连结。

E.安装压力传感器。
F.闭合驾驶舱跳开关。

操作程序（O）
备用程序：
1.在获知驾驶舱门有以上故障情况后，机长在飞行前应与客舱乘务组进行讲评，明确故障的情况，驾驶舱门电子锁的使用方法以及进出驾驶舱的程序并提出相关要求。
2.当驾驶舱安全门自动锁系统失效，则机组应使用机械锁锁住舱门。如需要进入驾驶舱，客舱机组应使用内话联系，并使用面板系统通知机组。听到电子门铃响，负责驾驶舱门的机组成员应证实无误后，再手工开锁。
3.如驾驶舱门键盘组件、灯或门铃系统失效，客舱机组需进入驾驶舱，应先用内话联系并采用约定的联络方式通知机组。开驾驶舱门时，驾驶舱机组应确认无误后使用驾驶舱门锁定/解除锁定旋钮开锁。
4.如果已使键盘断开而不起作用，当驾驶舱门关闭且驾驶舱无人时，确认驾驶舱进入系统电门在OFF 位（保护盖打开）。
注：当键盘失效，驾驶舱无人，关闭驾驶舱门时，确信驾驶舱进入系统电门位于OFF 位（保护盖打开）。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-51-4 波音增强型驾驶舱安全门机械锁	A	1	0	允许失效，但要求自动锁控制器工作正常，且在两个飞行日内完成修复。

EICAS 状态信息
无

挂牌
驾驶舱门—“机械锁失效”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
52-71-1 门指示系统	C	1	0	（M）允许失效，但要求在每次放行前验证相应的门关闭并可靠锁好。

EICAS 状态信息
AFT CARGO DOOR IND
FWD CARGO DR IND

挂牌
在相应的指示灯（驾驶员顶板）上挂牌—“灯失效”。
在 EICAS 附近挂牌—“门指示失效”。

维护程序（M）
按下述步骤验证相应的门关闭并锁好：
1.登机/勤务门—灯保持亮或失效（灭）（图 1）：
A.用机内预位/解除预位手柄将滑梯解除预位。
B.打开门。
C.将红色的机外解除预位手柄推进去（解除预位）。
D.将机内门把手转到关位。检查机外门把手与身外蒙皮平齐，且红色的机外解除预位手柄保持缩入。
E.将机内预位/解除预位手柄从 DISARM 位转到 ARM 位，然后再转回到 DISARM 位。
F.检查机外门把手和红色的解除预位手柄与机身外蒙皮平齐。
G.将机内门把手转到打开位，然后关门并用机内门把手锁门。
H.用机内预位/解除预位手柄将滑梯预位。
I.如果门灯仍亮或仍不工作（灭），检查：
1）检查主锁闩处于正常锁位（从门上部衬板内的内部观察口检查），即锁销横过导向器的叉口。
2）黄色指示旗充满（从顶到底）地板格特棒下锁指示窗。
3）如果门灯仍亮，完成下述工作。

a.将引起假显示的登机/勤务门全部关闭并上锁。

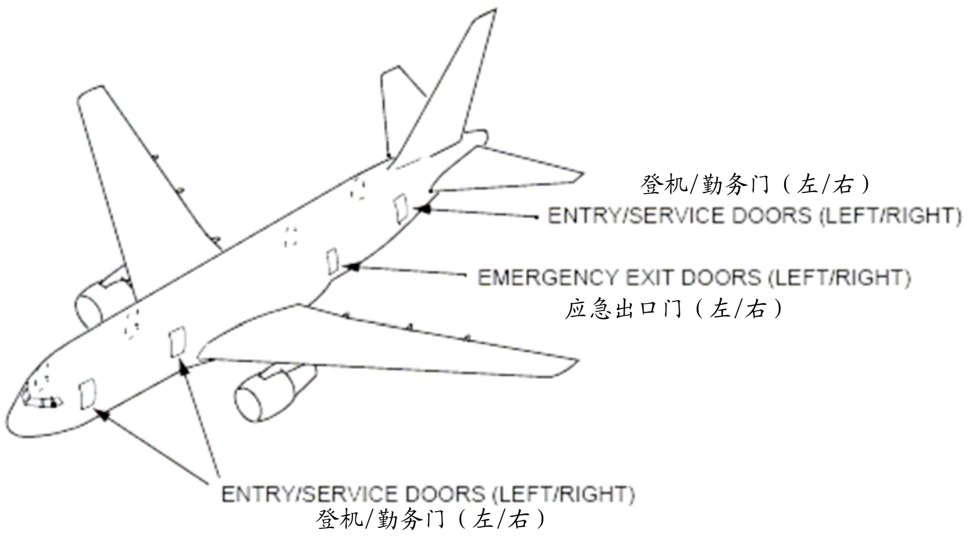
b.对相应登机/勤务门的门关闭传感器作一次目标测试（参考图册 32-09-01 的图 4）。

c.确信对于门锁好的传感器，在 PSEU 自检面板上显示“目标近”。

左前门	传感器＃194
右前门	传感器＃196
左中门	传感器＃221
右中门	传感器＃222
左后门	传感器＃204
右后门	传感器＃206

d.门完全关闭并锁好时，如果门关闭临近传感器在 PSEU 自检面板上显示“目标远”，那么，如果门预位，则应急灯会被点亮。参考 MEL 33-51-2 的外部应急灯光系统放行指南。

J.如果 F 和 I 两步检查合格，飞机可以放行。



ENTRY/SERVICE DOORS AND EMERGENCY EXIT DOORS
FIGURE 1
登机/勤务门和应急出口门
（图 1）

2.紧急出口门（图 1）：

A.在客舱中

1）确信手柄位于关位。

B.在客舱外

1）确信门与机身平齐。

2）确信门外部手柄和通气门与机身平齐。

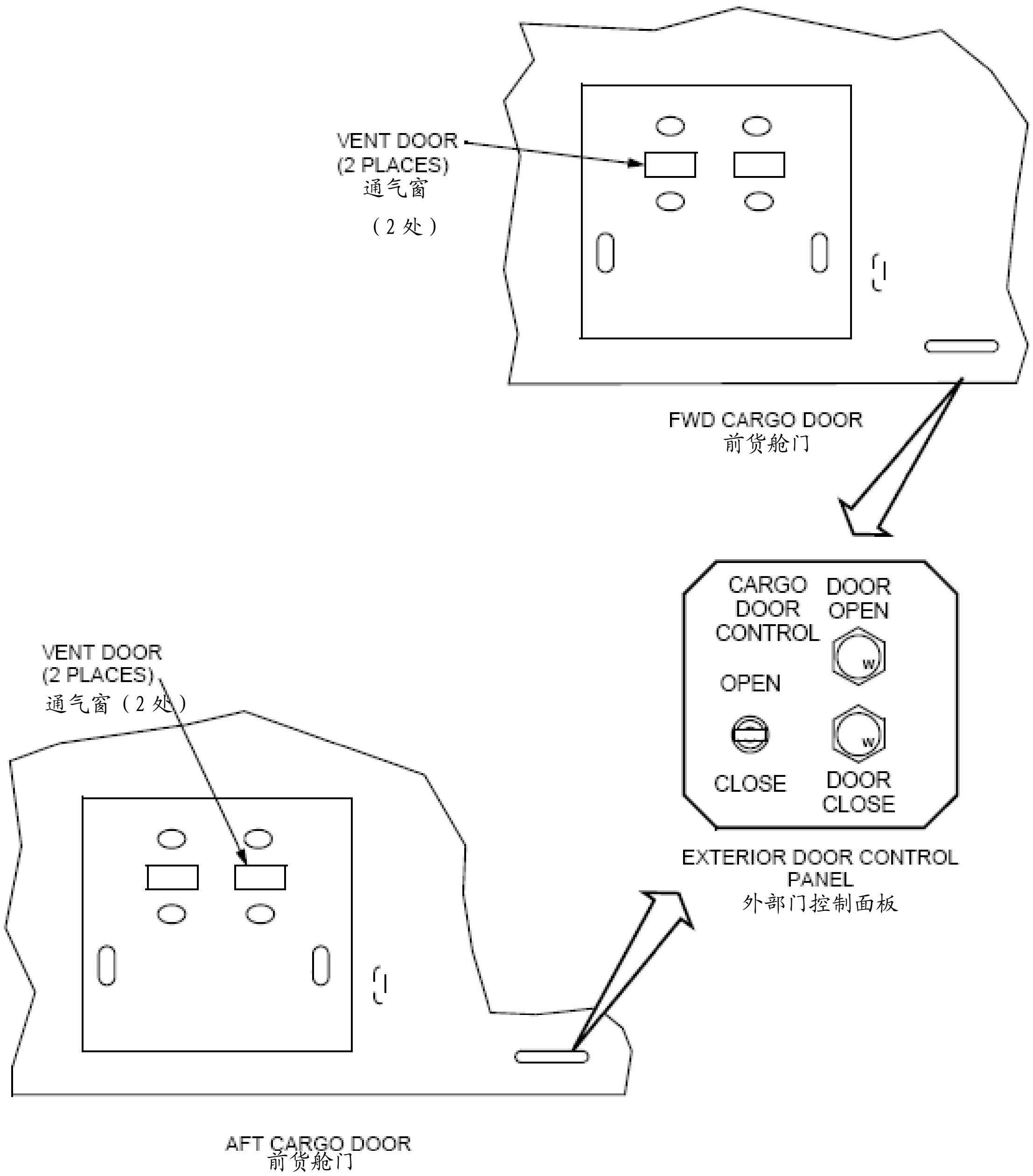
3）确信门底部和机身蒙皮间隙小于 0.25 英寸。

3.前和后（小）货舱门——从机外检查：

A.门与机身平齐。

B.通气窗全关。

C.机外舱门控制板上的门关闭灯亮。



STANDARD (SMALL) FORWARD AND AFT CARGO DOORS
标准（小）的前和后货舱门

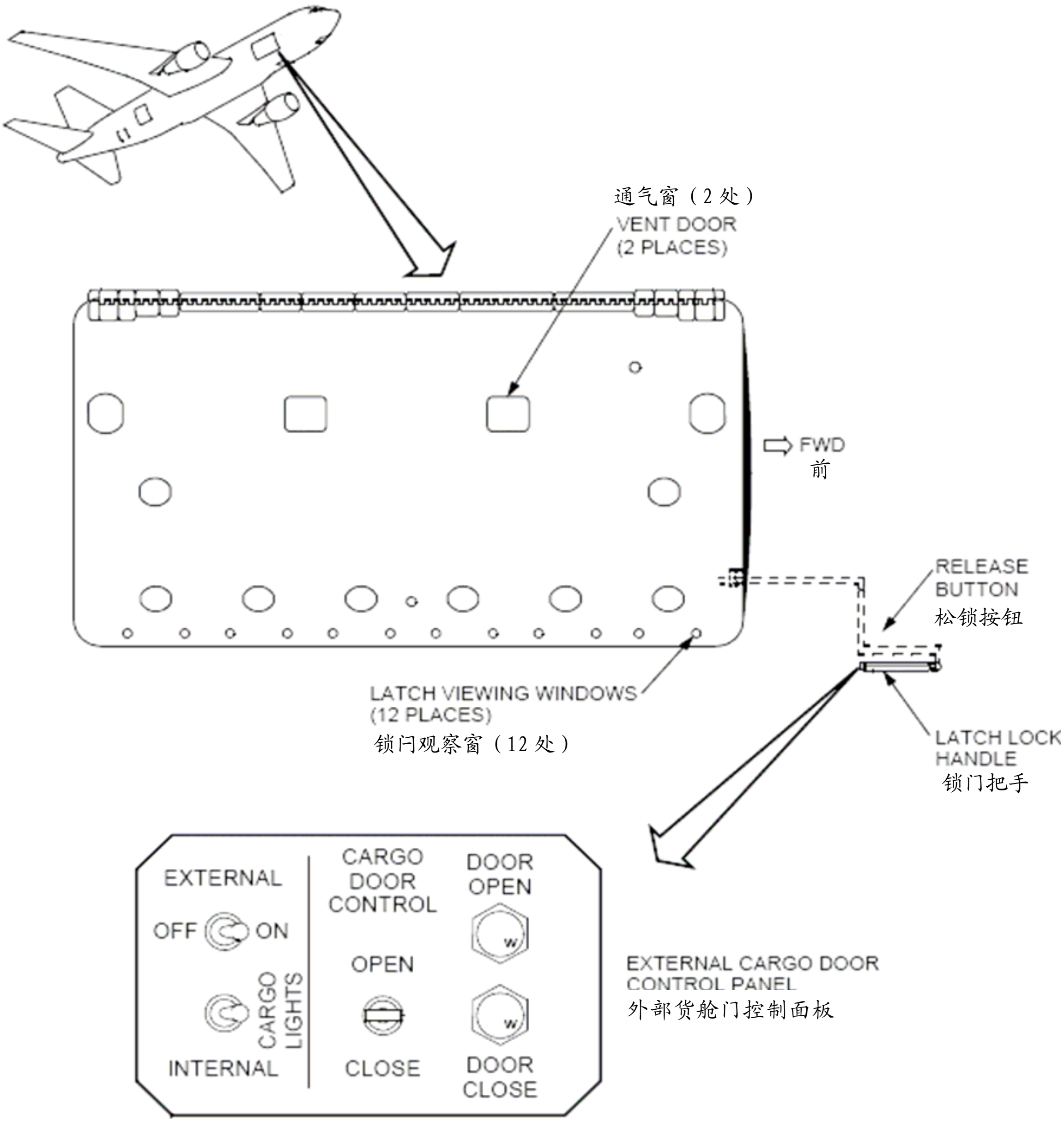
4.前和后（大）货舱门——从外部检查:

A.门与机身平齐。

B.通气窗全关或打开不超过下缘的 0.28 英寸。

C.检查货舱门外部的 12 个锁闩检查窗，确信在每个主锁闩凸轮上看到绿色带标记，确信每个主锁闩凸轮上的绿色带标记在大的绿色带标记极限范围内。

D.锁门把手及其松锁按钮与机身平齐。



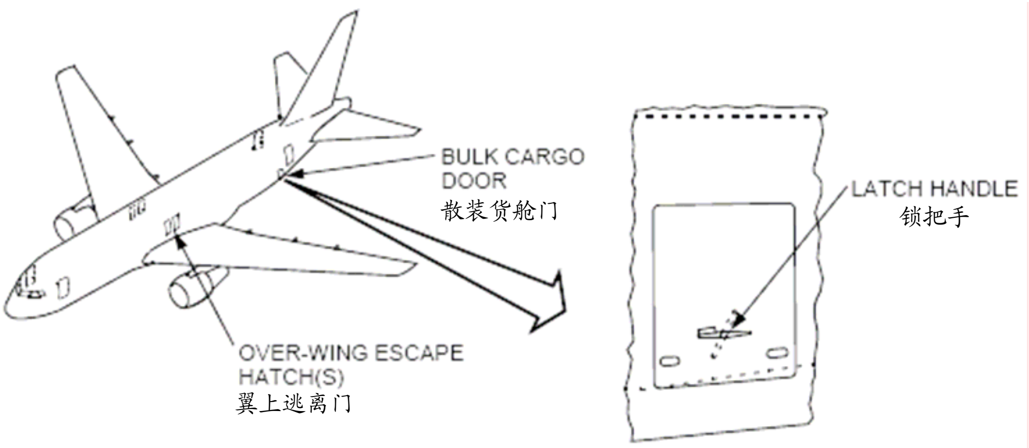
LARGE FORWARD AND AFT CARGO DOORS
大的前和后货舱门

5.散装货舱门——从外部检查：

A.门与机身平齐。

B.锁把手与机身平齐。

C.锁把手释放按钮与机身平齐。



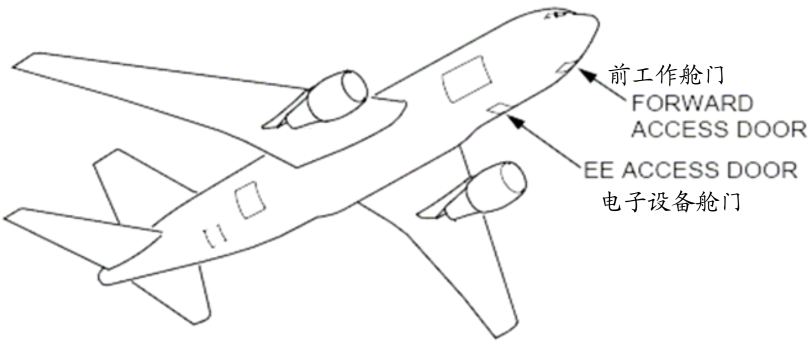
BULK CARGO DOOR
散装货舱门

6.前工作舱门或 E/E 舱门——从外部检查：

A.门与机身平齐。

B.门闩把手与门平齐。

C.手推门时，检查门不会向内/向上开启（确信锁销闩好）。



ACCESS DOORS
FIGURE 8
工作舱门

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
56-11-1 驾驶舱风挡	A	6	5	（M）允许一个前（1 号）风挡外层玻璃层裂纹，但要求： a）机长对通过受损风挡的能见度感到满意，且其它风挡视线不受影响， b）遵守 AFM 风挡加温限制， c）空速不超过 280 海里/小时或在 10,000 英尺以下，且 d）修理前只允许飞机飞一班。

注：这个项目适用一个 NO.1 玻璃，且是外层（非结构）裂纹或损坏。至于其它的状况，参见 AMM 56-11-00 和 AMM 56-11-01。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

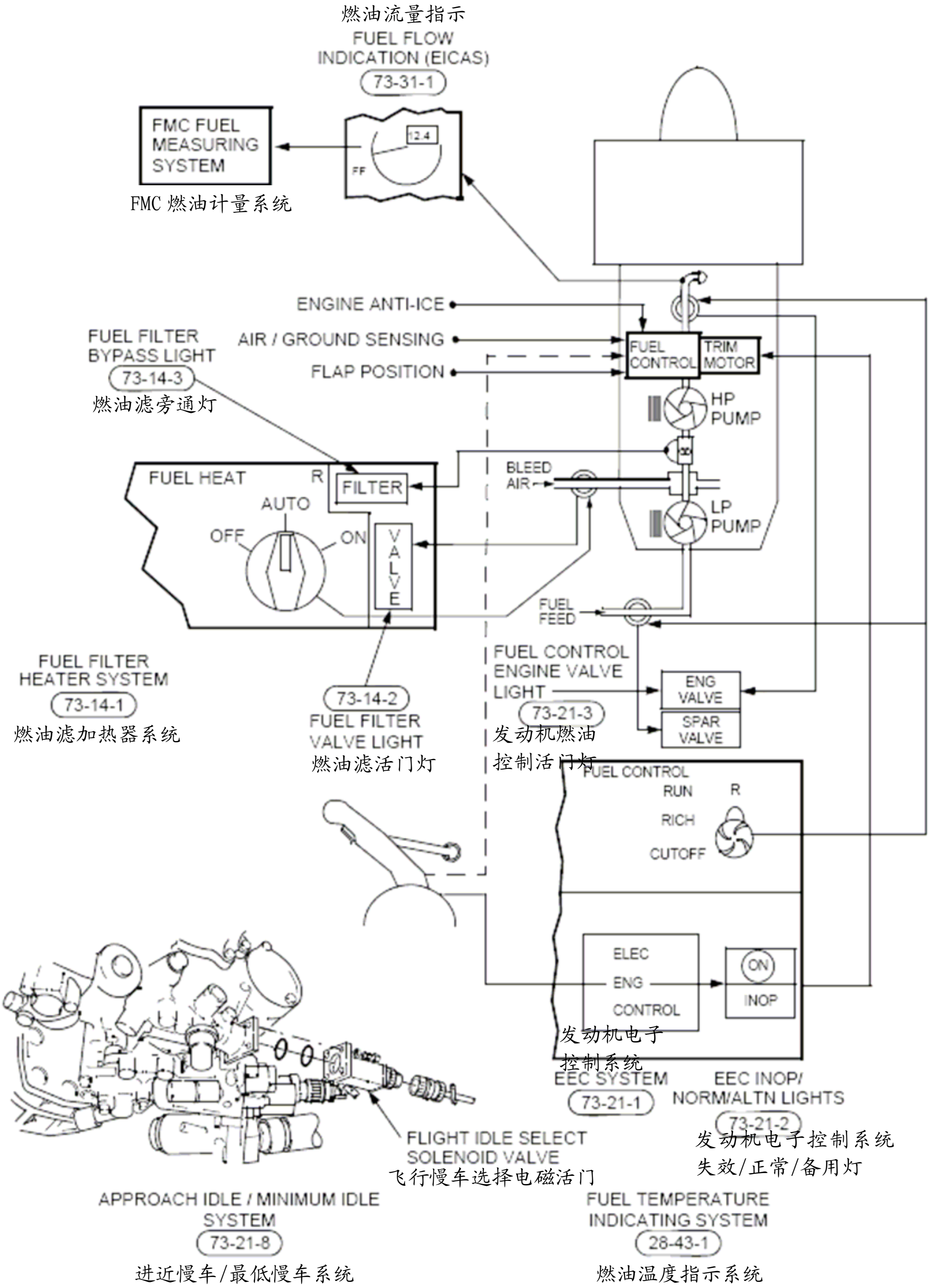
1.检查风档玻璃的裂纹，确信裂纹仅存在于外层玻璃。

注：外层裂纹可导致风档加温失效。

2.机组通过损伤的外层玻璃仍可看见外部。

3.如需要更换风挡玻璃，参见 AMM 56-11-01。

有意留空


燃油流量指示
FUEL FLOW
INDICATION (EICAS)
73-31-1
FMC FUEL
MEASURING
SYSTEM
FMC 燃油计量系统
12.4
FF
ENGINE ANTI-ICE
AIR / GROUND SENSING
FLAP POSITION
FUEL FILTER
BYPASS LIGHT
73-14-3
燃油滤旁通灯
FUEL
CONTROL
TRIM
MOTOR
HP
PUMP
FUEL HEAT
R
FILTER
AUTO
OFF
ON
VALVE
BLEED
AIR
LP
PUMP
FUEL
FEED
FUEL FILTER
HEATER SYSTEM
73-14-1
燃油滤加热器系统
73-14-2
FUEL FILTER
VALVE LIGHT
燃油滤活门灯
FUEL CONTROL
ENGINE VALVE
LIGHT
73-21-3
发动机燃油
控制活门灯
ENG
VALVE
SPAR
VALVE
FUEL CONTROL
RUN
R
RICH
CUTOFF
ELEC
ENG
CONTROL
ON
INOP
发动机电子
控制系统
EEC SYSTEM
73-21-1
EEC INOP/
NORM/ALTN LIGHTS
73-21-2
发动机电子控制系统
失效/正常/备用灯
FLIGHT IDLE SELECT
SOLENOID VALVE
飞行慢车选择电磁活门
APPROACH IDLE / MINIMUM IDLE
SYSTEM
73-21-8
进近慢车/最低慢车系统
FUEL TEMPERATURE
INDICATING SYSTEM
28-43-1
燃油温度指示系统

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
73-21-1 发动机电子控制（EEC）系统				
2）EEC 正常方式	C	2	1	（O）允许一个方式失效，但要求： a）两台发动机都工作在备用（ALTN）方式，且 b）应遵循 AFM 中限制规定和性能减载。
6）EEC C1 故障	A	2	0	允许带 C1 故障放行，但要求根据 RR 发动机类型证明数据单第 E30NE 号备注 12 的时限要求进行修复。

EICAS 状态信息
EEC CONFIG
L （R）ENG EEC C1

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
2.对于子项目 2），EEC 正常方式（左（右）发动机 EEC 方式）：
A.将两个 EEC 方式选择电门都置于 ALTN 位。
B.工作在备用方式必须遵守相应的飞机飞行手册中备用 EEC 方式的补充规定。
警戒：推力手柄完全前推会导致发动机超限（overboost）。
C.在备用方式，自动油门不可用。
D.允许或不允许使用假设温度减推力起飞方式请阅 AFM 附录适应性页面。
3.对于子项目 6），EEC C1 故障（左（右）发动机 EEC C1）：
A.在一台或两台发动机上有左（右）发动机 EEC C1 状态信息显示，可以放行飞机。
B.左（右）发动机 EEC C1 信息显示放行飞机时，没有相应的操作程序要求。

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
73-21-2 发动机电子控制（EEC）失效/正常/备用灯	C	2	0	（O）允许失效，但要求： a）两个 EEC 都工作在备用（ALTN）方式，且 b）遵循 AFM 中限制规定和性能减载。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
对于 EEC 正常/备用灯，参见 MEL 73-21-1 项子项 2）的操作程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
73-21-3 发动机燃油控制活门指示系统	C	2	0	（M）允许失效，但要求验证相应的发动机燃油活门工作正常。

EICAS 状态信息
无

挂牌
在发动机活门灯上挂牌—“发动机活门灯失效”。

维护程序（M）
验证相应发动机燃油活门工作正常：
1.当相应的发动机运转时，拔出 P6 板上的 SPAR FUEL VALVE 跳开关。
2.将燃油控制电门放在 CUTOFF（切断）位。
3.若发动机停车，则活门工作正常。
4.闭合 SPAR FUEL VALVE 跳开关。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
73-21-6 涡轮超速系统	C	2	0	

EICAS 状态信息
L（R）ENG TURB OVSP

挂牌
视情挂牌。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
73-21-8 进近慢车/最低慢车系统 1）最低地面慢车	C	2	0	（O）允许失效，但要求： a）飞行慢车工作正常，且 b）进行相应的性能调节。

EICAS 状态信息

IDLE DISAGREE

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

最低地面慢车失效时，性能减载如下：

机型/发动机	起飞和着陆跑道长
-300	3,100 磅（1,406 公斤）

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
73-31-1 燃油流量指示	C	2	1	（M）允许一个指示失效，但要求： a）相应的 N1、N2、N3 和 EPR 指示工作正常， b）主油箱燃油量指示器工作正常，且 c）在装有 PN S345N001-032 Simmonds FQIS（燃油量指示系统）的飞机上，延程飞行时，左、右主油箱比重计断开。

注 1： FMC 计算的燃油量取决于燃油流量指示。

注 2： 驾驶盘上的副翼配平指示可用于决定是否存在燃油不平衡状态。在巡航速度下，4000 磅不平衡燃油将需要大约一个单位的副翼配平行程以保持机翼衡平。

注 3： 如果在航路上燃油量指示系统失效，机组必须用一个燃油记录本记录剩余燃油。参考下列操作注意，抽样记录燃油。

注 4：完成一次一部燃油流量指示表失效的飞行后，FMC 将在高速滑行期间确定飞行完成。这将导致 IRU 将残存地速设为 21 海里/小时或更大。故障隔离手册使用 21 海里/小时作为门口速度来确定 IRU 故障。用维护手册测试 IRU 可排除更换的情况。

注 5：断开密度计的要求用于 MEL 上列出的件号。其他件号的密度计不适用此要求。

注 6： 当 FMC 上显示的 FUEL DISAGREE 与 EICAS 上显示的 EICAS DISAGREE 一致时，燃油流量传感器能够分离和衔接，允许按 73-31-1 项放行。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

维护程序（M）

解除油箱比重计的工作程序：

1.拔出下列跳开关，挂上“不要闭合”标牌：

P6 板，FUEL QTY C1045

P34 板，FUEL QTY REFUEL C1040

P11 板，FUEL QTY1 C1048

P11 板，FUEL QTY2 C1053

2.按照维护手册，在轮舱中找到左、右主油箱比重计。

3.将电插头从比重计电子组件上拆下，加盖收藏。

4.取下标牌，闭合步骤 1 中拔出的跳开关。

燃油流量传感器解除程序：

1.参看 AMM 73-31-01/401，脱开燃油流量传感器插头。

A.把发动机点火开关放在 OFF 位，挂上“不要操作”标牌。

警告：在拔出发动机点火线路跳开关之前，不要拔出发动机燃油控制跳开关。这是因为如下一个或几个状态下，电嘴会自动点火：

—襟翼不在“零”档位，

—吊仓防冰 ON，

—点火开关放在 CONT，

—发动机起动开关放在 ON，

此时，如果燃烧室有余油，发动机内部或排气管会着火。

B.在顶板上拔出下列跳开关，挂上“不要闭合”标牌：

11M1 ENGINE L IGN 1（左发）或 11M2 ENGINE R IGN 1,（右发）。

11M28 ENGINE L IGN 2（左发）或 11M29 ENGINE R IGN 2（右发）。

11D7 ENGINE STBY 1 （左发）或 11D8 ENGINE STBY 2（右发）。

11D25 ENGINE FUEL CONTROL VALVE L（左发）或 11D26 ENGINE FUEL CONTROL VALVE R（右发）。

C.拔出 P6 板上的 6E1 FUEL VALVES L SPAR（左发）或 6E2 FUEL VALVES R SPAR（右发）跳开关，挂上“不要闭合”标牌。

D.打开左（右）发动机风扇整流罩（参看 AMM 71-11-02/201），

E.断开燃油流量传感器电插头，加盖并收藏好，

F.在传感器插头上盖上保护罩。

G.取下“不要闭合”标牌，闭合步骤 B 和 C 中拔出的跳开关。

H.恢复飞机到正常形态。

操作注意

抽查燃油量：状态：双发起动，FQIS 飞行中故障：

时间	EICAS 燃油流量	总的燃油消耗 （双发）	总剩余 油量
1200	-	-	109000
1300	5000	10000	99000
1400	4900	9800	89200

1.开始抽查燃油量时间为通过 FMC 已找到的最后一个已知航路点的时间。
2.EICAS 燃油量是以每小时千克显示在 EICAS 次显示或 EICAS 综合显示上。这个燃油量来自工作正常的燃油流量传感器。
3.总的燃油消耗为 EICAS 燃油流量乘以 2（假设每台发动机燃油流量相同）。
4.总的剩余油量从通过 FMC 找到的最后已知记录的总燃油剩余数据点开始，随时间过去，总剩余燃油为开始时燃油减去总燃油消耗。

抽查燃油量的开始数据点 FQIS 故障前通过 FMC 找到的最后航路点。这个点可通过下列方法找到：

1.POS REPOR 页面：
A.行 1 显示：
1）最后航路点
2）时间
3）高度
B.行 5 显示：
1）位置燃油，这个就是行 1 显示的最后航路点的总剩余燃油。

有意留空

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
74-00-1 点火系统	A	4	3	（O）允许一个失效，但要求： a）点火选择器保持在 BOTH（双 点火）位， b）相应发动机的防冰系统工作正常，且 c）在一个飞行日内完成修复。
	C	4	2	（O）除延程飞行外，允许每台发动机有一个失效，但要求： a）点火选择器保持在 BOTH（双 点火）位，且 b）相应发动机的防冰系统工作正常。

EICAS 状态信息

L（R）ENG IGNITOR 1

L（R）ENG IGNITOR 2

挂牌

视情挂牌。

操作程序（O）

地面： 起动发动机时，选正常工作的点火（1 或 2）或选 BOTH（双点火），起动后，放 BOTH 位。

空中：保持点火选择器在 BOTH 位置。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
74-00-2 自动点火	C	2	0	（O）允许失效，但要求起动选择器电门在 AUTO 位挂"失效"标牌，并且该位不许使用。

EICAS 状态信息

L（R）AUTO IGNITION

挂牌

点火/起动控制电门处挂牌——"自动失效"。

操作程序（O）

视情将起动选择器电门放 CONT，FLT 或 OFF 位。

在暴雨、紊流、火山灰或进入结冰区，或跑道积水、积雪时，起动选择器电门保持在 CONT 或 FLT 位。

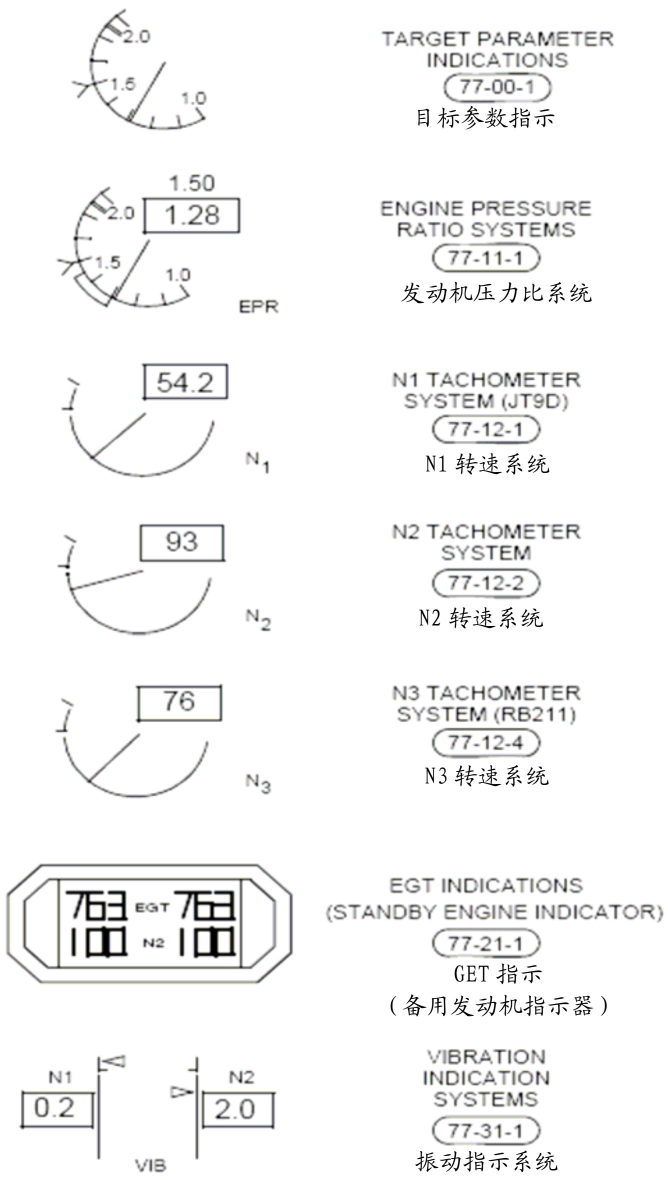
项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
75-21-1 IDG 空气/滑油冷却器活门	C	2	0	（M）允许失效，但要求活门在打开位解除工作。

EICAS 状态信息
L（R） IDG VALVE

挂牌
视情挂牌。

维护程序（M）
按下列步骤将 IDG 空气/滑油冷却器活门在打开位解除工作：
A.拔出 P11 板上相应发动机的下列跳开关，挂上“不要闭合”标牌：
L ENG IDG VALVE
R ENG IDG VALVE
B.打开右侧整流罩（参看 AMM 71-11-02/201）
C.通过查看叶片曲柄杆位置，目视检查 IDG 滑油冷却器活门（参看 AMM 24-11-16 图 402）。
1）确认叶片曲柄杆在 OPEN 位。如果叶片曲柄杆在 CLOSED 位，不允许放行飞机。
D.按下列步骤从电路上解除作动器电磁线圈工作：
1）从 IDG 空气/滑油热交换器热电门上脱开电插头 D14449（参看 AMM 24-11-14）。
2）一旦脱开，用合适的盖子保护开路端接头和插座，并将其与自身的导线束捆在一起。
E.关闭右侧整流罩（参看 AMM 71-11-02/201）
F.闭合步骤 A 中拔出的跳开关，取下“不要闭合”标牌。

有意留空



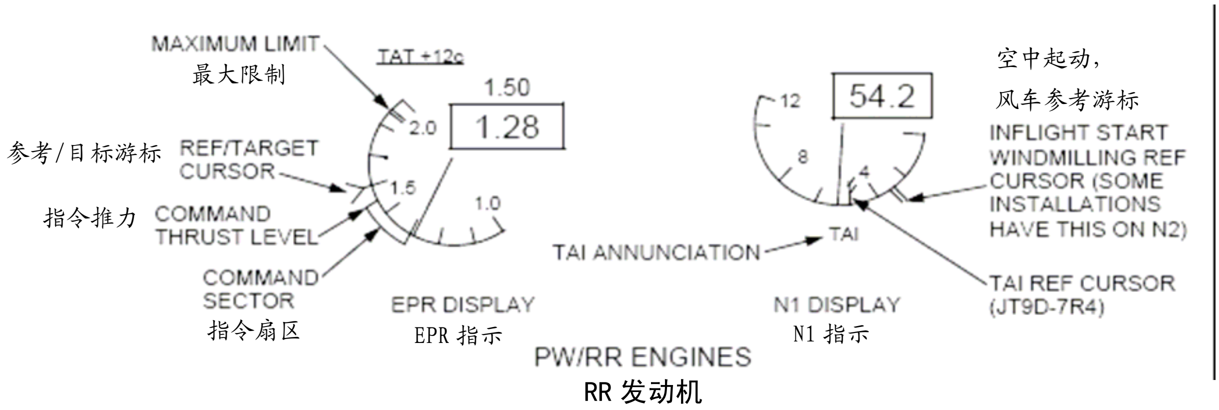
ENGINE INDICATIONS
发动机指示

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-00-1 目标参数指示	C	2	0	（O）允许失效，但能用备用方法获得所需值。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
观察已获得的所需值。仅允许箭头指示的项目失效（指示上也许不显示）。
仍可使用自动油门，但起飞和爬升时设定在最大推力。
注：对于 EPR 基准读数，参见 MEL 22-30-1 项中的放行要求。



项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-11-1 发动机压力比（EPR）系统	C	2	1	（O）允许一台发动机的 EICAS 和/或备用指示失效，但要求： a）两台发动机的 EEC 电门都在备用方式， b）遵循 AFM 中的限制规定和性能损失， c）两台发动机的 N2 EICAS 指示工作正常， d）两台发动机的 N_3 EICAS 指示工作正常， e ）相应发动机的燃油流量指示工作正常，且 f ）进近至最低下降高度（高）或决断高度（高）时不使用。

EICAS 状态信息
无

挂牌
视情挂牌。

操作程序（O）
1.参看相应的飞行手册附录（备用 EEC 方式操作）进行性能减载。
2.将两个 EEC 方式电门选择到 ALTN 位。
3.起飞时推力设定用人工完成，方法是按 EPR 正常一侧发动机的 N_1 值匹配失效一侧的 N_1 值。
警戒：发动机在备用方式，没有全油门保护，可能造成发动机超速。
注：在备用方式，自动油门无效。
4.决定最大复飞，初始最大连续和最大连续推力 N_1%值时，参看飞行计划性能手册第 4 章，非标准构型 EEC 备用方式飞行部分。决定其他推力设定时，使用 EPR 显示正常发动机的 N_1 值。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-12-2 N2 转速表系统（EICAS）	B	2	1	（M）允许一个 N2 指示失效，但要求只能是指示功能失效。

注：此项目仅是针对 EICAS 的 N2 指示失效放行。备用发动机指示器 N2 必须工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“左（右）N2 失效”。

维护程序（M）

1.备用发动机指示器（SEI）选到 ON 位。

2.用 SEI N2 转速指示完成发动机正常起动。

注：如果 N2 转速和起动活门工作和指示都正常，说明 N2 转速表系统工作正常。

3.SEI N2 转速指示可用于任何需要 N2 转速的程序。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-12-4 N3 转速表系统（EICAS）	B	2	1	（O）允许一个 N3 指示失效，但要求仅指示系统功能失效。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“左（右）N3 失效”。

操作程序（O）

1.备用发动机指示器（SEI）选到 ON 位。

2.用 SEI N3 转速指示完成发动机正常起动。

注：如果 N3 转速和起动活门工作正常，说明 N3 转速表系统工作正常。

3.SEI N3 转速指示可用于任何需要 N3 转速的程序。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-21-1 EGT 指示（备用发动机指示器）	C	2	1	允许一个失效，但要求： a）EGT EICAS 指示工作正常， b）双发 N2 EICAS 指示工作正常， c）双发 N3 EICAS 指示工作正常，且 d）双发 EPR EICAS 指示工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-22-1 发动机涡轮过热探测系统 1）环路	C	4	2	每发允许一个环路失效。

<u>EICAS 状态信息</u>
L TURB OH DET 1
R TURB OH DET 1
L TURB OH DET 2
R TURB OH DET 2

<u>挂牌</u>
视情挂牌。

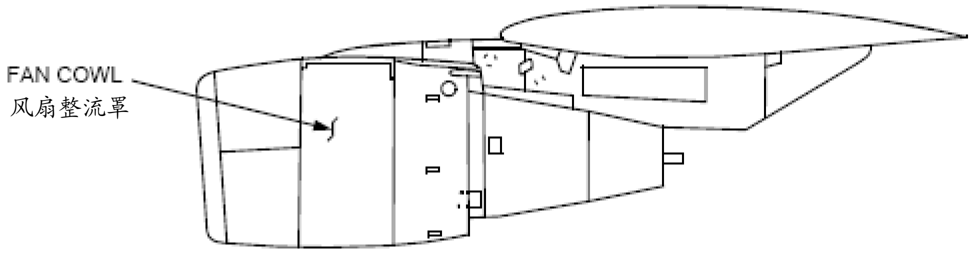
项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
77-31-1 振动指示系统	C	2	1	

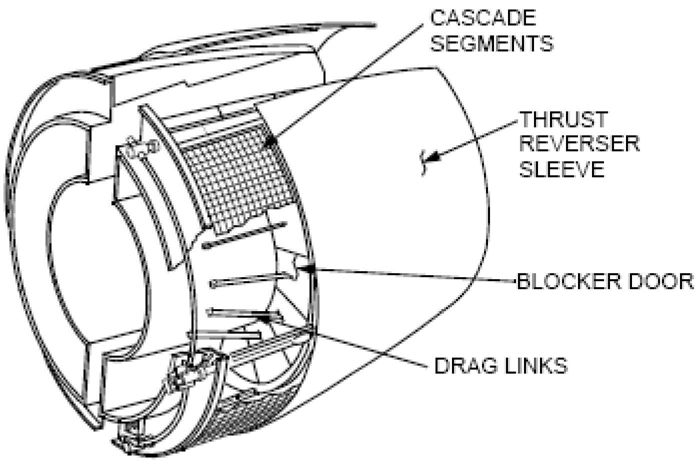
EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌。



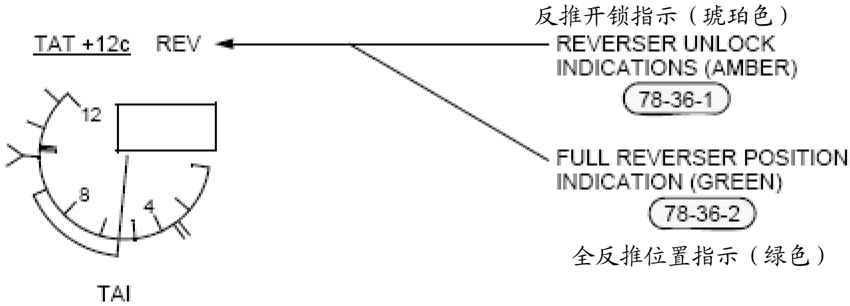


FAN DUCT COWL AND THRUST REVERSER
(SLEEVE DEPLOYED)
风扇管道整流罩和反推

THRUST REVERSERS
78-31-1
反推装置

REV
ISLN

REVERSER ISOLATION VALVE LIGHT
78-34-1
反推隔离活门灯



项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-31-1　反推装置	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）将失效的反推装置固定在前推位置，且 b）进行相应的性能调整。 **注**：着陆滑跑时，为保持方向控制可使用差动刹车。

注：维护程序的最后因为拔出并卡住某些特定的环路跳开关，驾驶舱会出现以下反应：

在地面 REV ISLN 灯亮（在空中被抑制）

出现 L（R）REV ISLN VAL EICAS 咨询信息（在空中被抑制）

出现 L（R）REV ISLN VAL EICAS 状态信息

EICAS 状态信息

L ENG REV LIMTD

R ENG REV LIMTD

L ENG REV POS

R ENG REV POS

L REV ISLN VAL

R REV ISLN VAL

挂牌

视情挂牌——“左或右反推失效”。

维护程序（M）

警告：遵照以下程序的所有步骤，正确解除反推系统工作或改变系统形态。否则可能导致反推解除不正确和反推非指令性放出。

按下列步骤将反推固定在“前推”位：

1.拔出 P11 板上的下列跳开关（L 或 R），挂上“不要闭合”标牌：

L ENG T/R IND	R ENG T/R IND
L ENG T/R CONT	R ENG T/R CONT

注：发动机类型不同，跳开关可能也不同。

2.打开发动机右整流罩（参看 AMM 71-11-02/201）。

3.拆下 IDG 冷却器旁收藏架上的反推锁销（in-flight lock bars）。

4.关闭发动机右整流罩（参看 AMM 71-11-02/201）。

5.安装反推锁销：

A.通过转换整流罩安装反推锁销到左下齿轮箱 NO.3 人工循环处锁住轴，并安装螺杆。

B.通过转换整流罩安装反推锁销到右下齿轮箱 NO.2 人工循环处锁住轴，并安装螺杆。

6.安装 INA 进入平台（RR tool CP30784）到冷流管道上。

7.安装保护垫（RR tool CP30769）到排气混合管道上。

8.安装进入工具（RR tool CP30785）到进入平台。

9.打开空气马达压力释压板（参看 AMM 72-01-00/401）。

10.把空气马达制动释放手柄向前拉，转动 90°，以松开空气马达刹车。

11.把人工超控转到关位（即顺时针转动人工超控电门 90°）。在位置正确，有锁位卡住感觉，此时电门手柄就位。

12.折下反推锁销。

13.人工收回反推，确信转换整流罩已靠止动点（AMM 78-30-00/501）。

14.验证反推关位置反馈传感器正确安装并操纵，在 EICAS EPCS 页面上完成一个 TRCP 位置指示的物理检查，以确定其在限制范围内（AMM 78-30-00/501）。

15.安装反推锁销。

A.通过转换整流罩安装反推锁销到左下齿轮箱 NO.3 人工循环处锁住轴，并安装螺杆。

B.通过转换整流罩安装反推锁销到右下齿轮箱 NO.2 人工循环处锁住轴，并安装螺杆。

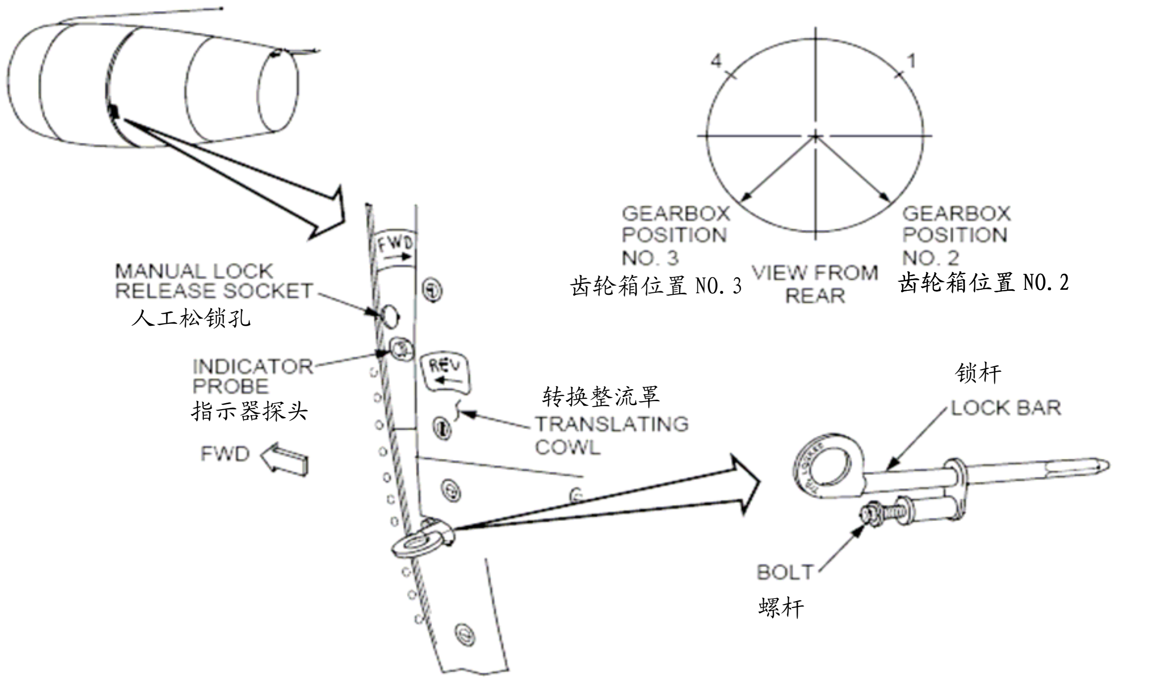
16.把空气马达制动释放手柄转 90°，松开手柄使用空气马达制动。

17.关闭空气马达压力释放板（参看 AMM 72-03-00/401）。

18.折去 INA 进入平台、进入工具和排气混合管道上的保护垫。

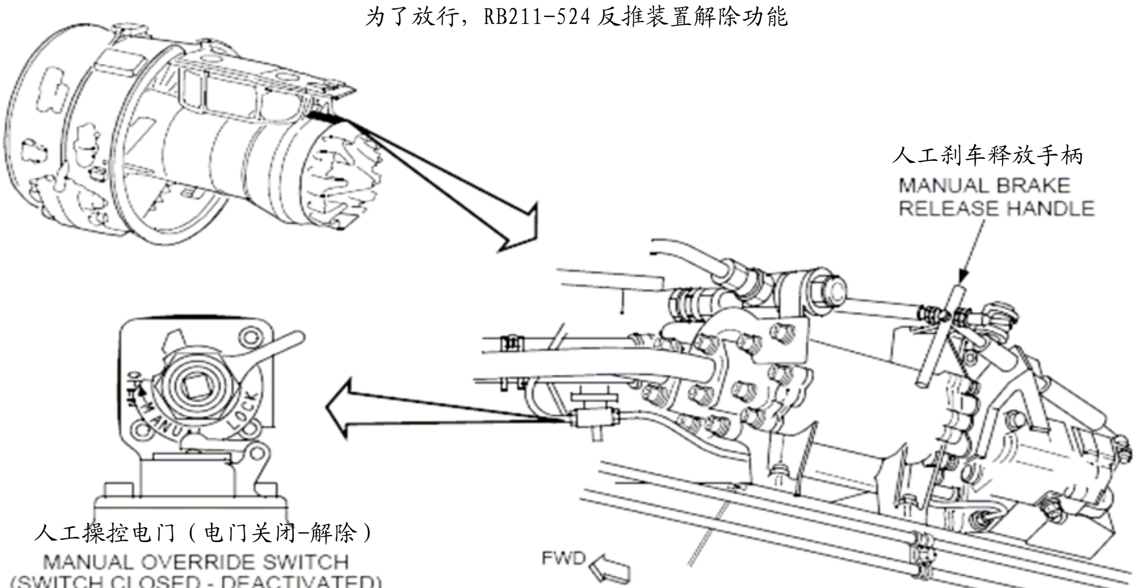
19.取下“不要闭合”标牌，闭合跳开关 L（R）ENG T/R IND。跳开关 L（R）ENG T/R CONT 与被解除的反推有关，必须保持拔出并卡住才可放行飞机。

注：不建议为了放行将转换整流罩反推涡杆拆除。



RB 211-524 THRUST REVERSER DEACTIVATION FOR FLIGHT DISPATCH

为了放行，RB211-524 反推装置解除功能



为了放行，RB211-524 反推装置解除功能

RB 211-524 THRUST REVERSER DEACTIVATION FOR FLIGHT DISPATCH

FIGURE 7 - RB211 MANUAL BRAKE RELEASE AND MANUAL OVERRIDE SWITCH

人工刹车释放和人工超控电门

操作程序（O）

1.飞机性能计算应包括反推的影响。反推失效时要进行性能调节。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-34-1 反推隔离活门灯	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求反推隔离活门和反推开锁指示工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

按维护程序的要求挂牌。

维护程序（M）

注：灯闪亮不一定表示反推隔离活门灯有问题，也可能表示反推系统有问题。相应的反推必须按 MEL 78-31-1 项的步骤解除工作。

1.由下列程序可判断灯失效在 OFF 位，在反推隔离活门灯上挂“失效”标牌：

A.拔出 L 或 R ENG T/R IND 跳开关。

B.反推隔离活门灯应亮，并出现 REV ISLN VAL（或 L（R）REV ISLN VAL）咨询级信息。

C.如果咨询级信息出现而反推隔离活门灯不亮，在灯上挂“失效”标牌。

2.如果反推隔离活门灯亮，用下列程序来判断是灯不正常还是反推系统有故障：

A.如果 EICAS 上显示 REV ISLN VAL（或 L（R）REV ISLN VAL）咨询信息，按 MEL 78-31-1 项将反推在前推力位锁好。

注：在显示 REV ISLN VAL 咨询信息的飞机上，调出维护页面查看是哪一发反推引起的故障。

B.如果 EICAS 上没有显示 REV ISLN VAL（或 L（R）REV ISLN VAL）咨询信息，拔出 L 和 R ENG T/R IND 跳开关，REV ISLN VAL（或 L 和 R REV ISLN VAL）咨询信息将显示在 EICAS 上。

注：在显示 REV ISLN VAL 咨询信息的飞机上，调出维护页面验证 L 和 R REV ISLN VAL 信息都显示。

C.如果两条信息都显示，则在反推隔离活门灯上挂“失效”标牌。如果两条信息都不显示，按 MEL 78-31-1 项将没有信息显示的反推锁在前推力位。

3.如果现在反推隔离活门灯灭，但在之前的航班中隔离活门灯亮，则参照 FIM 71 故障代码图执行。

4.判断反推系统工作正常：

A.给飞机供电，分别收放左右发反推。

注：展开反推时，需要气源。

警告：确保反推装置附近没有人员和设备，否则会伤及人员和损坏设备。

B.监控反推工作和开锁指示是否正常。

操作程序（O）

在没有反推隔离灯警告一个或两个隔离活门在不正确（开或关）位置的情况下，机组必须：

1.在飞行中，假定反推已在预位位，不要扳动反推手柄。

2.必须意识到其它系统接着失效将导致反推装置不工作。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-34-2 发动机反推手柄内锁	C	2	1	（O）允许一个失效在伸出或收回位，但要求进行相应的性能调节。 注：当失效在收回位时，相应的反推装置仅限于反推慢车工作。

EICAS 状态信息
L REV INTERLOCK
R REV INTERLOCK

挂牌
视情挂牌—“左（右）反推手柄内锁失效在伸出/收回位”。

操作程序（O）
1.反推手柄内锁伸出：
当选择反推方式时，将两个反推手柄都拉到正常内锁位置。当工作正常的内锁机构打开时视情加反推油门。
注：在反推内锁失效在伸出位置的情况下，当把反推手柄提到内锁位置时，将感觉不到机械卡挡（止动）。在反推传动包皮没有全部打开之前，EEC 将仍然保护发动机，使反推油门不会超过慢车状态。
2.反推手柄内锁收回：
当选择反推方式时，将两个反推手柄都拉到正常内锁位置。用正常反推技术来操纵完好的反推系统，在减速过程中当感觉到方向舵的职能已受限制时将反推手柄返回到慢车卡挡。
注：如果反推内锁失效在收回位（内锁位），即使反推传动包皮已全部打开，反推手柄无法拉过反推慢车位。
3.当反推手柄内锁失效在收回位时，相应反推被限制在反推慢车位。飞机性能计算应包含反推的影响，反推失效时要进行性能调节。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-34-3 反推空气系统				
2）反推空气马达关断活门	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）相应反推装置固定在前推位置，且 b）进行相应的性能调节。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“左（右）反推失效”。

维护程序（M）

1.目视检查反推无明显损坏，反推衬套对齐。
2.参照 MEL 78-31-1 项的维护程序（M），将反推锁在前推力位。
3.通知飞行签派部门，反推失效。

操作程序（O）

飞机性能计算应包含反推的影响，反推失效时要进行性能调节。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-36-1 反推开锁指示	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）反推装置没有损坏现象，不会影响飞行操纵， b）相应发动机的反推解除工作并锁定在前推力位置，且 c）进行相应的性能调节。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“左（右）反推开锁指示失效”。

视情挂牌—“左（右）反推失效”。

维护程序（M）

1.检查反推无明显损坏，反推衬套对齐。

2.参照 MEL 78-31-1 项的维护程序，将反推锁定在前推力位。

3.通知飞行签派部门，反推失效。

操作程序（O）

飞机性能计算应包含反推的影响，反推失效时要进行性能调节。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-36-2 全反推位置指示	C	2	0	允许失效，但要求相应的反推开锁指示工作正常。

<u>EICAS 状态信息</u>
无

<u>挂牌</u>
视情挂牌—“左（右）全反推位置指示失效”。

项目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
78-36-3 反推位置传感系统	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）相应的反推装置固定在前推力位，且 b）进行相应的性能调节。

EICAS 状态信息
L ENG REV LIMTD
R ENG REV LIMTD
L ENG REV POS
R ENG REV POS

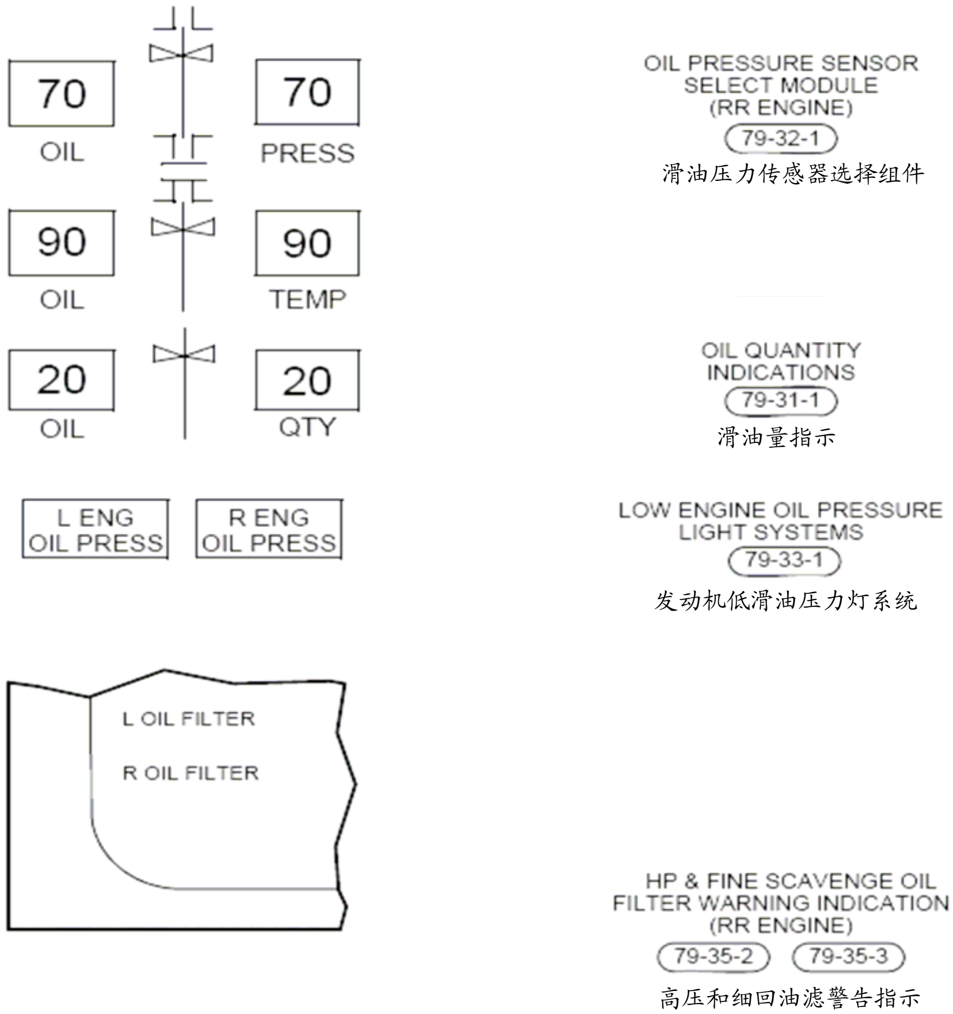
挂牌
视情挂牌—“左（右）反推失效”。

维护程序（M）
注：以下维护程序可在 MEL 规定的日期内完成。
1.通知飞行签派部门，反推失效。
2.按 MEL 78-31-1 项将受影响的反推解除工作。
3.按压 EICAS 维护板（P61 板）上 EPCS 按钮。
4.将 EEC 维护电门放在 TEST 位，向受影响的发动机 EEC 提供地面测试电源。
5.验证受影响发动机的 TRCP 解析器超限：
A. A 通道 TRCP 显示＞104.0％（反推展开）或 A 通道 TRCP 显示＜-4.0％（反推展开）
B. B 通道 TRCP 显示＞104.0％（反推展开）或 B 通道 TRCP 显示＜-4.0％（反推展开）
注：在任一 TRCP 通道限制值范围内的读数会显示间歇性的 TRCP 解析器线路问题或 TRCP 解析器误圈情况。需要按 AMM 73-21-00/201 或 AMM 78-30-00/501 维护程序工作。
6.确信当前航段中有 PIMU 信息 352 16-SA REVERSER POSITION 和 352 17-B REVERSER POSITION。

7.确信当前航段或先前航段中无 PIMU 信息 160 28 LBL 160 BIT 28。
8.如果上述 5、6 和 7 步通过，按 MEL 78-31-1 项将受影响发动机的反推解除工作后，可以放行飞机。如果 5、6 或 7 步没有通过，飞机不能放行。起飞时有可能遭遇推力减少，放行前需做维护工作。
9.拆去地面电源。

操作程序（O）
1.飞机性能计算应包含反推的影响。反推失效时要进行性能调节。
2.在着陆滑跑阶段，可能需要使用差动刹车。
3.飞机放行前应：
A.确信完成维护检查。
B.起动发动机，让有问题的发动机在低慢车位稳定运转一分钟（有问题的发动机的油门杆在慢车位）。
C.确信 EICAS 上显示 L/R ENG REV LIMTD 咨询信息。
D.如果 EICAS 上没有显示 L/R ENG REV LIMTD 信息，则不能放行飞机。因为这样可能在起飞时遭遇推力减少，放行前需做维护工作。

有意留空


70
OIL
70
PRESS
90
OIL
90
TEMP
20
OIL
20
QTY
L ENG
OIL PRESS
R ENG
OIL PRESS
L OIL FILTER
R OIL FILTER
OIL PRESSURE SENSOR
SELECT MODULE
(RR ENGINE)
79-32-1
滑油压力传感器选择组件
OIL QUANTITY
INDICATIONS
79-31-1
滑油量指示
LOW ENGINE OIL PRESSURE
LIGHT SYSTEMS
79-33-1
发动机低滑油压力灯系统
HP & FINE SCAVENGE OIL
FILTER WARNING INDICATION
(RR ENGINE)
79-35-2
79-35-3
高压和细回油滤警告指示

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
79-31-1 滑油量指示	B	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）每次起飞前按规定给滑油箱加油， b）无超常油耗或渗漏迹象， c）相应的发动机滑油压力和滑油温度指示工作正常，且 d）相应发动机的低滑油压力灯工作正常。

EICAS 状态信息

无

挂牌

视情挂牌—“左（右）滑油量指示失效”。

维护程序（M）

1.给相应发动机滑油箱加油（参见 AMM 12-13-01/301）。

警告：应在发动机停车后至少 5 分钟才能打开滑油箱盖，让内部气压释放。否则，高温气可能造成人员严重烧伤。

2.检查发动机外，包括风扇及外涵道区域，是否有滑油渗漏。

3.检查相应的发动机记录，确信滑油耗量在发动机厂家限制（参见 AMM 71-00-11/201）内。

项 目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
79-32-1	左/右滑油压力传感器选择组件（OPSSM）	C	1	0	（M）（O）允许失效，但要求滑油压力指示工作正常。

EICAS 状态信息
L OIL PRESS MON
R OIL PRESS MON

挂牌
视情挂牌—“滑油压力传感器选择组件失效”。

维护程序（M）
确信左发和右发的滑油压力在 EICAS 上都有显示。

操作程序（O）
参看维护程序（M）说明。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
79-33-1 发动机低滑油压力指示系统	C	2	1	（M）允许失效，但要求相应的滑油压力、滑油温度和滑油油量指示都工作正常。

注：发动机低滑油压力电门会使左/右发滑油压力灯亮，出现 L/R ENG OIL PRESS EICAS 信息。发动机低滑油压力指示系统包括灯、信息和电门。

EICAS 状态信息

无

挂牌

相应发动机滑油压力灯处挂牌—“失效”。

维护程序（M）

验证发动机运转时相应的反推工作正常（参见 AMM 78-31-00/501）。

项　目		修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
79-35-2	发动机高压滑油滤警告指示（阻塞警告）	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）确信是警告系统故障， b）更换压力油滤，且 c）每次放行前检查磁屑探测器无杂质。

<u>EICAS 状态信息</u>
L OIL RILTER
R OIL RILTER

<u>挂牌</u>
视情挂牌—“左或右高压滑油滤警告系统失效”。

<u>维护程序（M）</u>
1.发动机关车后，如果 L 或 R OIL FILTER 咨询信息显示超过一分钟，则说明警告系统故障。
2.更换压力油滤（参看 AMM 79-21-07/401）。
3.每次放行前检查主磁屑探测器（参看 AMM 79-00-00/601）。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
79-35-3 发动机回油滤警告指示（旁通警告）	C	2	1	（M）允许一个失效，但要求： a）确信是警告系统故障， b）更换回油滤，且 c）在每次放行前检查磁屑探测器无杂质。

EICAS 状态信息

L ENG SCAV FILT

R ENG SCAV FILT

挂牌

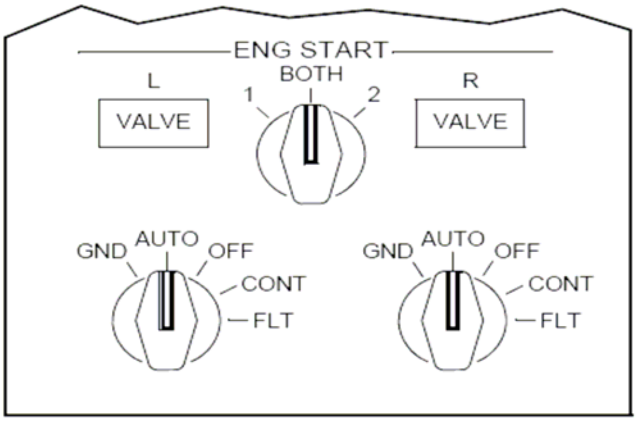
视情挂牌—“左或右回油滤旁通警告失效”。

维护程序（M）

1.发动机关车后，如果 L 或 R ENG SCAV FILT 状态信息显示超过一分钟，则说明警告系统故障。

2.更换回油滤（参看 AMM 79-21-08/401）。

3.每次放行前检查主磁屑探测器（参看 AMM 79-00-00/601）。



ENGINE START VALVE LIGHTS
80-00-1
发动机起动活门灯

STARTER SWITCH HOLDING/CUTOUT SYSTEMS
80-11-2
起动机电门保持/切断系统

ENGINE START VALVES
80-00-2
发动机起动活门

项　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
80-00-1 发动机起动活门灯	C	2	1	（O）允许一个失效，但要求发动机起动后，验证相应的活门已关闭。

EICAS 状态信息
无

挂牌
相应发动机起动活门灯处挂牌—“活门灯失效”。

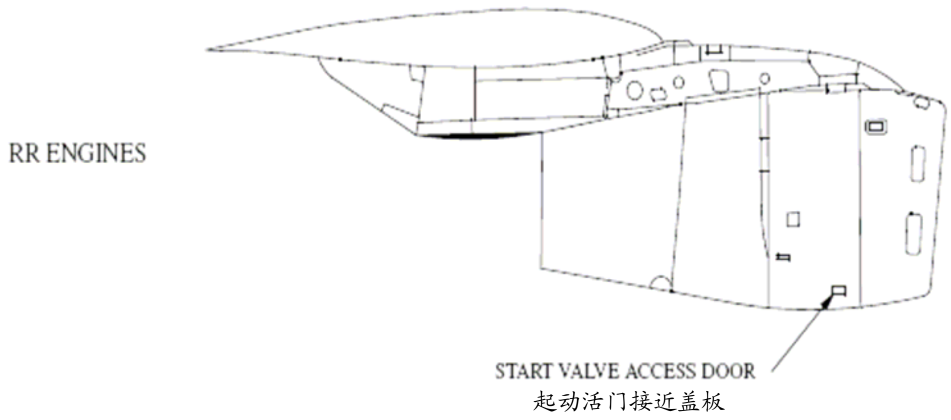
操作程序（O）
发动机起动程序：
1.先起动活门灯失效的发动机，用气源管压力指示来判断活门已关闭。除下列情况外，使用正常起动程序：
A.将相应发动机的引气电门放在 OFF 位。
注：此时所有的气源管道隔离电门应在 ON 位。
B.当将发动机起动选择电门移至 GND 位时，注意管道压力会下降，随后又部分恢复。
C.当发动机转速达到 50％N3 时：
1）观察发动机起动选择电门回到 AUTO 位。
2）观察管道压力恢复到初始值，这表明起动活门已关闭。
3）起动活门关闭后，恢复引气系统到所需形态。
2.如果管道压力没有回到初始值（EICAS 上还显示 L（R） STARTER CUTOUT 信息）：
A.执行起动机断开程序（参见 FCOM 非正常程序检查单）。假设活门灯保持亮。
警戒：在起动管道内没有气压的情况下，人工操纵起动活门会损伤活门。
B.关掉相应发动机。不允许放行飞机。参看 MEL 80-00-2 项“发动机起动活门”。

项　　目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
80-00-2 发动机起动活门	C	2	1	（M）（O）允许一个失效，但要求： a）相关的起动活门灯工作正常，且 b）采用人工超控起动程序。

EICAS 状态信息
无

挂牌
相应起动选择电门处挂牌—“起动活门失效”。

维护程序（M）
警戒：在起动管道内没有气压的情况下，人工操纵起动活门会损伤活门。
警戒：按照指令迅速关闭起动活门，以防止起动机损坏。
1.人工超控起动活门按钮程序：
警告：当人工操纵起动活门电磁阀时，手和臂都必须戴防护套。从起动活门喷出的热空气可能导致人员烧伤。
a.与驾驶舱建立通讯联系。
b.打开右整流罩（参看 AMM 71-11-02/201），找到起动机控制活门上电磁阀下面的按钮。
c.遵照驾驶舱的指令，按压并保持该按钮以打开起动活门。
d.遵照驾驶舱的指令，快速松开该按钮以关闭起动活门。
e.关闭右整流罩。
2.起动活门蝶形转轴超控程序：
a.与驾驶舱建立通讯联系。
b.打开右整流罩的上起动活门接近盖板。
c.用一个 18～24 英寸长、1/2 英寸的驱动头放在蝶形活门轴的六角螺母上。
d.遵照驾驶舱的指令，转动活门并保持在开位。
e.遵照驾驶舱的指令，迅速关闭活门。
f.从蝶形活门轴的六角螺母上取出 1/2 英寸的驱动头，并关闭起动活门接近盖板。



操作程序（O）

人工超控起动：

除下列情况外，完成正常发动机起动程序：

1.通知"打开起动活门"。将发动机起动选择器放到 GND 位。

2.当 N3 达到 50％时，通知"关闭起动活门"。确认发动机起动选择器回到 AUTO 位，并且顶板上的起动活门灯瞬时亮，然后熄灭。

空中起动：

如果空中需要再起动发动机，确保有足够的空速做风转起动（参见 AFM 手册的速度要求）。

项 目	修理时限	安装数量	放行数量	备注或例外
80-11-2 起动机电门保持/切断系统	C	2	0	（O）允许失效，但要求建立并使用备用程序。

EICAS 状态信息

无

挂牌

P5 板相应发动机起动选择器上挂牌—“保持和/或自动切断失效”。

操作程序（O）

飞行机组通过人工保持和/或松开发动机起动选择器的方法，用正常的发动机起动程序起动相应的发动机。

1.如果需要，将发动机起动选择器放在 GND 位并保持。

2. 当转速达到 50％N3 的时候，将发动机起动选择器转换到 AUTO 位。

警戒：发动机起动选择器延迟转换到 AUTO 位会使起动机超速损坏。

3.验证顶板上的起动活门灯瞬时亮，然后熄灭。

备用操作程序：

1.飞行前，机长须向飞行机组说明备用程序。

2.起动发动机时，副驾驶人工将起动机电门保持在GND位，按正常起动程序起动相应发动机。

3.当N3到达50％时，副驾驶松开起动机电门到AUTO位。

4.机组同时核实头顶面板上的起动活门灯瞬时亮，然后灭。

有意留空

第 3 章 外形缺损清单（CDL）

目录

项目编号 页码

ATA 第 21 章一空调

21-32-1 客舱压力安全释放活门舌形门……………………………….3-21-32-1.0
21-53-1 冲压空气进气门 3-21-53-1.0
21-53-2 冲压空气排气门 3-21-53-2.0
21-53-3 冲压空气进气门和排气门 3-21-53-3.0

ATA 第 23 章一通讯

23-61-1 静电放电刷 3-23-61-1.0

ATA 第 27 章一飞行控制

27-51-1 内侧后缘襟翼—机身封严 3-27-51-1.0
27-51-2 内侧襟翼扭力管缝槽门 3-27-51-2.0
27-81-1 缝翼根部密封 3-27-81-1.0
27-81-2 克鲁格封严前端牛鼻组件 3-27-81-2.0
27-82-1 克鲁格密封件根部封严 3-27-82-1.0

ATA 第 28 章一燃油

28-22-1 超控增压泵盖板 3-28-22-1.0
28-44-1 燃油量油尺 3-28-44-1.0

ATA 第 32 章一起落架

32-10-1 四轮小车梁罩 3-32-10-1.0
32-12-1 主起落架机翼门.. ....3-32-12-1.0
32-71-1 尾橇整流罩 3-32-71-1.0
32-71-2 尾橇手柄门 3-32-71-2.0

ATA 第 33 章一灯光

33-31-1 主和散装货舱门灯罩 3-33-31-1.0

33-41-1 机翼照明灯罩 3-33-41-1.0
33-42-1 前起落架滑行灯 3-33-42-1.0
33-44-1 翼尖后航行灯罩 3-33-44-1.0
33-44-2 翼尖闪光灯罩 3-33-44-2.0
33-44-3 机身上部和下部防撞灯罩 3-33-44-3.0
33-45-1 航徽灯罩 3-33-45-1.0
33-51-1 外部紧急逃离灯罩 3-33-51-1.0

ATA 第 52 章一门（盖板）

52-36-1 散装货舱门手柄 3-52-36-1.0
52-49-1 电子/电气外部电源盖板 3-52-49-1.0
52-49-2 饮用水勤务盖板 3-52-49-2.0
52-49-4 外侧机翼前缘压力加油盖板 3-52-49-4.0
52-49-5 主货舱装载控制盖板 3-52-49-5.0
52-49-6 后厕所勤务盖板 3-52-49-6.0

ATA 第 53 章一机身

53-16-1 前起落架铰链盖板 3-53-16-1.0
53-30-1 翼根千斤顶座盖板 3-53-30-1.0
53-65-1 主货舱门操纵电门面板 3-53-65-1.0
53-85-1 APU 百叶窗释压门 3-53-85-1.0

ATA 第 54 章一短舱/吊架

54-53-1 短舱吊架释压门 3-54-53-1.0
54-53-2 短舱吊架接近盖板 3-54-53-2.0

ATA 第 55 章一安定面

55-10-1 水平安定面—辅助盒 3-55-10-1.0
55-10-2 水平安定面—固定后缘 3-55-10-2.0
55-16-1 水平安定面和升降舵之间的密封件 3-55-16-1.0
55-20-1 内侧升降舵 3-55-20-1.0
55-20-2 外侧升降舵 3-55-20-2.0
55-30-1 垂直安定面—辅助盒 3-55-30-1.0
55-30-2 垂直安定面—固定后缘 3-55-30-2.0
55-31-1 垂直安定面和机身之间的封严条 3-55-31-1.0
55-40-1 方向舵 3-55-40-1.0

ATA 第 56 章一窗户

56-11-1 风挡气动封严 3-56-11-1.0

ATA 第 57 章一机翼

57-00-1 涡流发生器 3-57-00-1.0
57-20-1 内侧翼梁上翼面板 3-57-20-1.0
57-41-1 机翼前缘缝翼连接整流片 3-57-41-1.0
57-41-3 固定前缘封严件 3-57-41-3.0
57-41-4 前缘缝翼机构润滑接近门 3-57-41-4.0
57-41-5 内侧机翼固定前缘 3-57-41-5.0
57-41-6 外侧机翼固定前缘 3-57-41-6.0
57-43-1 机翼前缘缝翼 V 型块 3-57-43-1.0
57-51-1 主起落架耳轴支架整流罩 3-57-51-1.0
57-51-2 后缘襟翼铰链整流罩 3-57-51-2.0
57-51-3 内侧后缘襟翼固定板 3-57-51-3.0
57-51-4 外侧后缘襟翼固定板 3-57-51-4.0
57-51-7 主起落架侧支柱耳轴后整流罩 3-57-51-7.0
57-53-1 内侧后缘襟翼 3-57-53-1.0
57-53-2 外侧后缘襟翼 3-57-53-2.0
57-60-1 内侧副翼 3-57-60-1.0
57-60-2 外侧副翼 3-57-60-2.0
57-70-1 扰流板 3-57-70-1.0

ATA 第 71 章一动力装置

ATA 第 72 章一发动机

ATA 第 78 章一排气

78-31-3 风扇反推阻流门 3-78-31-3.0

有意留空

外形缺损清单（CDL）一般说明

本章根据 B767 飞行手册(AFM)附件《外形缺件清单》（CDL）列出了允许缺损的部件的位置资料和外形图样。

基本限制

有关缺件的限制数据必须写在一个标牌上，固定于驾驶舱内机长和其它有关机组成员能清楚看见的地方。

飞机带有需要减少最大使用速度或最大使用马赫数(VMO/MMO)的缺失部件飞行，必须有备用的 VMO 设置才能放行。

每次带有缺失部件的飞行，应在飞行调度放行文件中列出缺失部件并通知机长。

操作者应在飞机履历本作一适当记录，包括每次飞行的缺失部件。

如果在飞行中又有另一部件缺失，在飞机再度符合外形缺件清单限制的规定前，它不能飞离事件发生后降落的机场。但这并不排除签发调机许可证飞机至可以进行需要的修理和换件的地方。

除专门指定的组合外，外形缺件清单中的任何一个子系统不能缺失多于一个部件。如加有规定，不同子系统的部件可以缺失。

减载

关于性能的损失，除非专门指定缺失部件组合的损失外，性能的损失是累计的。性能损失可以忽略的地方，不能缺失多于三个项目。对多于三个缺失项目，每多一个则减少起飞、着陆和航路爬升限制重量 100 磅（46 公斤）。

航路改航速度影响

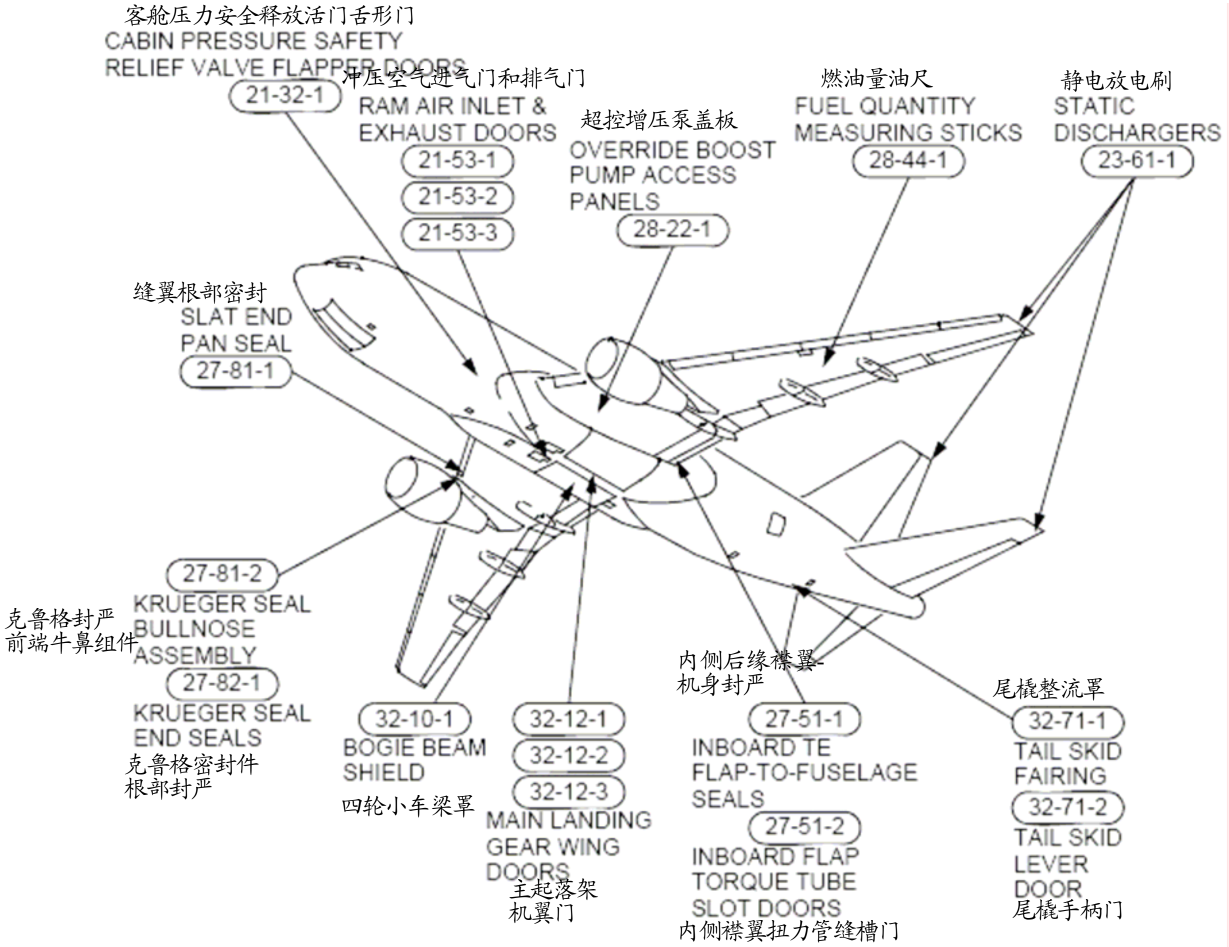
航路爬高重量的损失是基于接近最大的升阻比的速度来计算的。当以其它速度飞行时考虑到不同的改平高度，应将列出的航路爬高的减载量乘以以下系数：

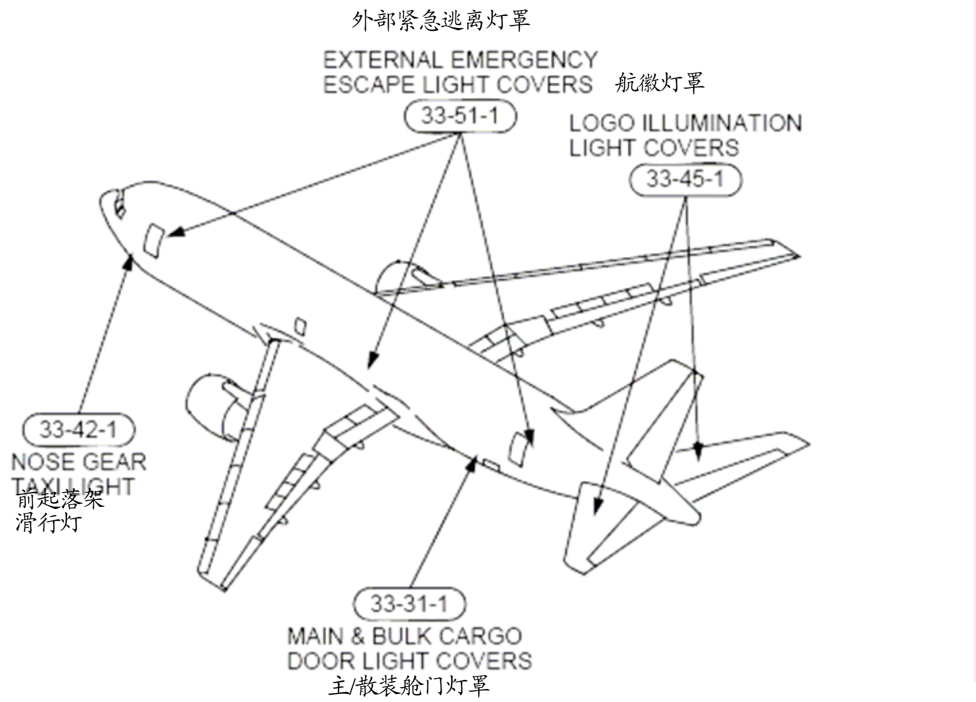
改航速度	系数
LRC（远程巡航）	1.6
290 节	2.3
310节	3.0

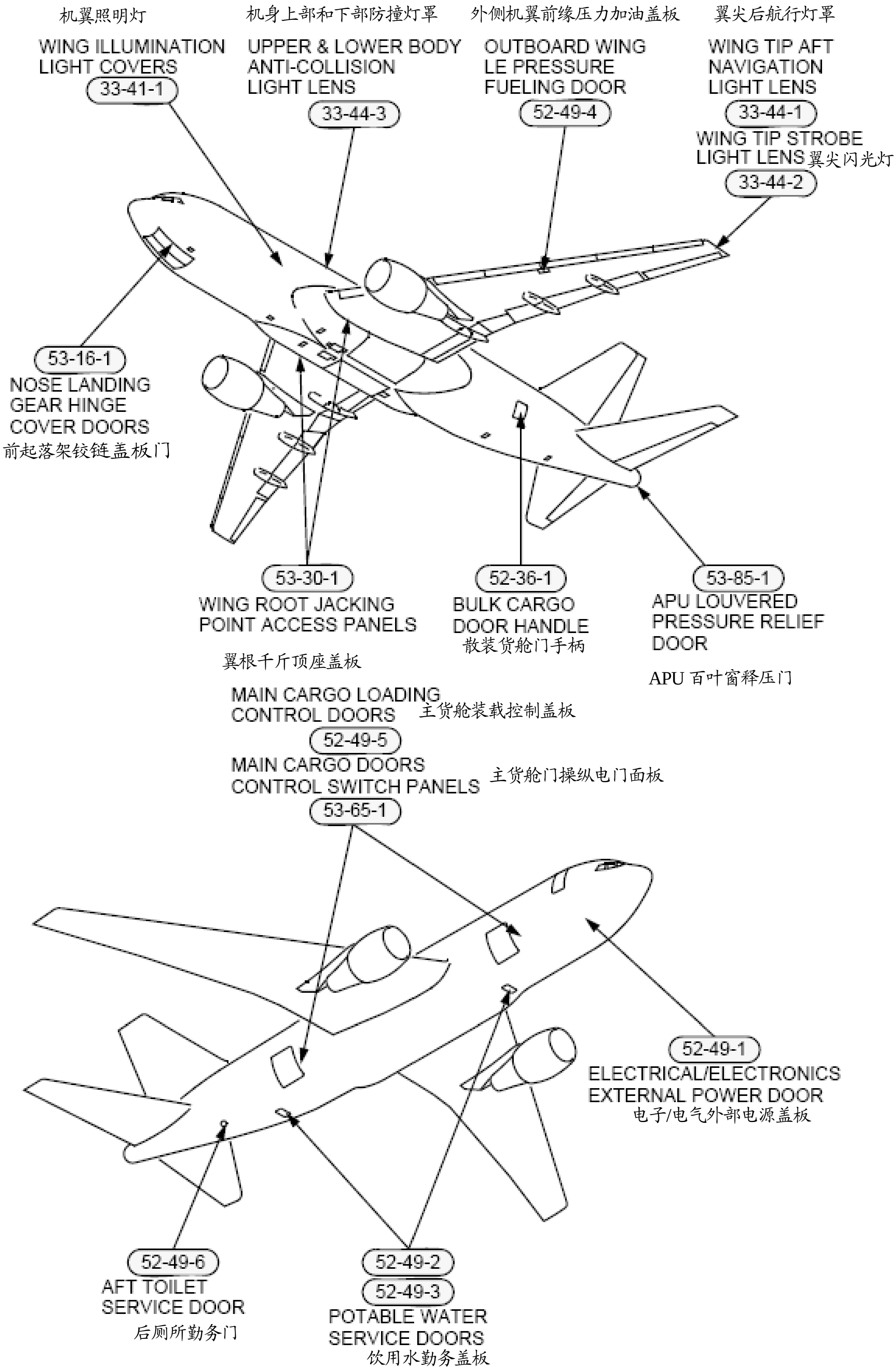
330 节	3.8
350 节	4.5

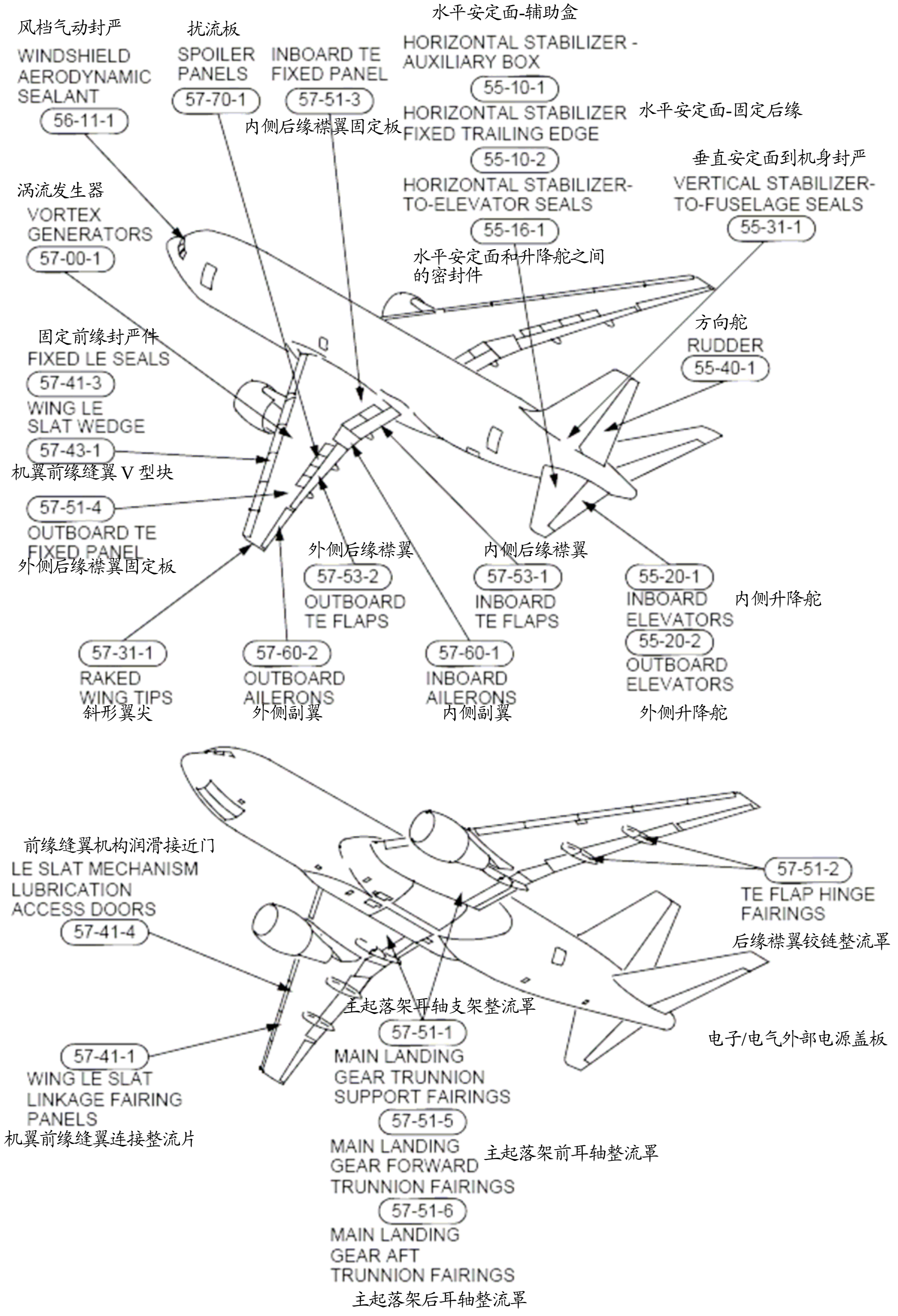
航线燃油耗油影响

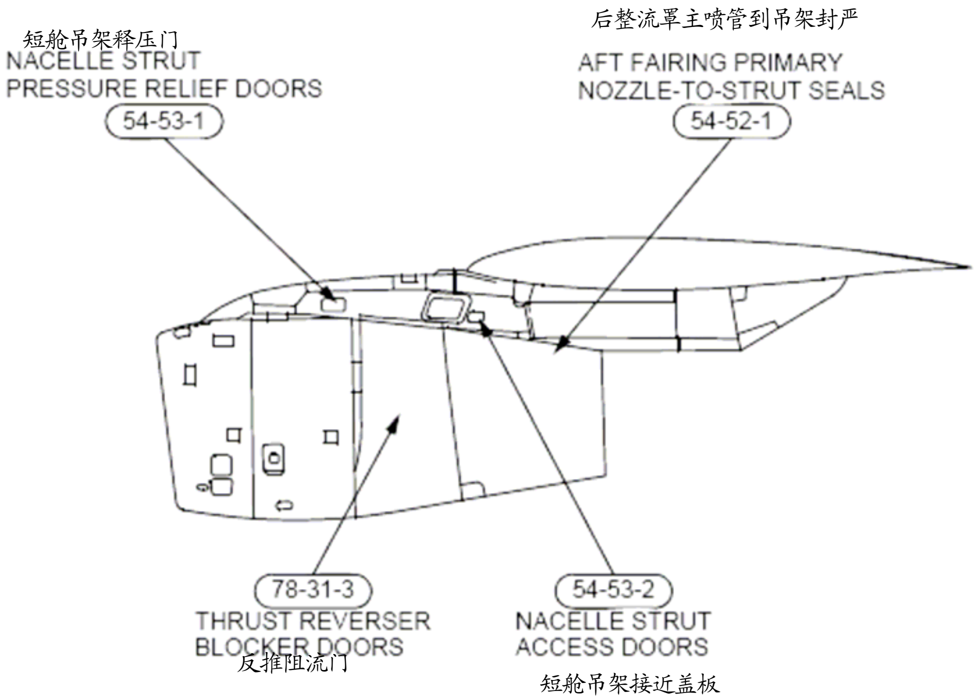
许多 B767 外形缺件清单项目的阻力影响很小，因而航线的燃油里程变化可以略而不计。对阻力影响较大且规定减载的项目，其航线爬升损失，通常每减载 1000 磅，燃油里程减少 0.45％来确定燃耗近似值。


客舱压力安全释放活门舌形门
CABIN PRESSURE SAFETY RELIEF VALVE FLAPPER DOORS
21-32-1
冲压空气进气门和排气门
RAM AIR INLET & EXHAUST DOORS
21-53-1
21-53-2
21-53-3
超控增压泵盖板
OVERRIDE BOOST PUMP ACCESS PANELS
28-22-1
燃油量油尺
FUEL QUANTITY MEASURING STICKS
28-44-1
静电放电刷
STATIC DISCHARGERS
23-61-1
缝翼根部密封
SLAT END PAN SEAL
27-81-1
27-81-2
KRUEGER SEAL BULLNOSE ASSEMBLY
克鲁格封严前端牛鼻组件
27-82-1
KRUEGER SEAL END SEALS
克鲁格密封件根部封严
32-10-1
BOGIE BEAM SHIELD
四轮小车梁罩
32-12-1
32-12-2
32-12-3
MAIN LANDING GEAR WING DOORS
主起落架机翼门
内侧后缘襟翼-机身封严
27-51-1
INBOARD TE FLAP-TO-FUSELAGE SEALS
27-51-2
INBOARD FLAP TORQUE TUBE SLOT DOORS
内侧襟翼扭力管缝槽门
尾橇整流罩
32-71-1
TAIL SKID FAIRING
32-71-2
TAIL SKID LEVER DOOR
尾橇手柄门


外部紧急逃离灯罩
EXTERNAL EMERGENCY ESCAPE LIGHT COVERS
33-51-1
航徽灯罩
LOGO ILLUMINATION LIGHT COVERS
33-45-1
33-42-1
NOSE GEAR TAXI LIGHT
前起落架滑行灯
33-31-1
MAIN & BULK CARGO DOOR LIGHT COVERS
主/散装舱门灯罩


机翼照明灯
WING ILLUMINATION
LIGHT COVERS
33-41-1
机身上部和下部防撞灯罩
UPPER & LOWER BODY
ANTI-COLLISION
LIGHT LENS
33-44-3
外侧机翼前缘压力加油盖板
OUTBOARD WING
LE PRESSURE
FUELING DOOR
52-49-4
翼尖后航行灯罩
WING TIP AFT
NAVIGATION
LIGHT LENS
33-44-1
WING TIP STROBE
LIGHT LENS 翼尖闪光灯
33-44-2
53-16-1
NOSE LANDING
GEAR HINGE
COVER DOORS
前起落架铰链盖板门
53-30-1
WING ROOT JACKING
POINT ACCESS PANELS
翼根千斤顶座盖板
52-36-1
BULK CARGO
DOOR HANDLE
散装货舱门手柄
53-85-1
APU LOUVERED
PRESSURE RELIEF
DOOR
APU 百叶窗释压门
MAIN CARGO LOADING
CONTROL DOORS 主货舱装载控制盖板
52-49-5
MAIN CARGO DOORS
CONTROL SWITCH PANELS 主货舱门操纵电门面板
53-65-1
52-49-1
ELECTRICAL/ELECTRONICS
EXTERNAL POWER DOOR
电子/电气外部电源盖板
52-49-6
AFT TOILET
SERVICE DOOR
后厕所勤务门
52-49-2
52-49-3
POTABLE WATER
SERVICE DOORS
饮用水勤务盖板


风档气动封严
WINDSHIELD AERODYNAMIC SEALANT
56-11-1
扰流板
SPOILER PANELS
57-70-1
INBOARD TE FIXED PANEL
57-51-3
内侧后缘襟翼固定板
水平安定面-辅助盒
HORIZONTAL STABILIZER - AUXILIARY BOX
55-10-1
HORIZONTAL STABILIZER FIXED TRAILING EDGE
水平安定面-固定后缘
55-10-2
HORIZONTAL STABILIZER-TO-ELEVATOR SEALS
55-16-1
水平安定面和升降舵之间的密封件
垂直安定面到机身封严
VERTICAL STABILIZER-TO-FUSELAGE SEALS
55-31-1
涡流发生器
VORTEX GENERATORS
57-00-1
固定前缘封严件
FIXED LE SEALS
57-41-3
WING LE SLAT WEDGE
57-43-1
机翼前缘缝翼V型块
57-51-4
OUTBOARD TE FIXED PANEL
外侧后缘襟翼固定板
方向舵
RUDDER
55-40-1
外侧后缘襟翼
57-53-2
OUTBOARD TE FLAPS
内侧后缘襟翼
57-53-1
INBOARD TE FLAPS
55-20-1
INBOARD ELEVATORS
内侧升降舵
55-20-2
OUTBOARD ELEVATORS
57-31-1
RAKED WING TIPS
斜形翼尖
57-60-2
OUTBOARD AILERONS
外侧副翼
57-60-1
INBOARD AILERONS
内侧副翼
外侧升降舵
前缘缝翼机构润滑接近门
LE SLAT MECHANISM LUBRICATION ACCESS DOORS
57-41-4
57-51-2
TE FLAP HINGE FAIRINGS
后缘襟翼铰链整流罩
主起落架耳轴支架整流罩
57-51-1
MAIN LANDING GEAR TRUNNION SUPPORT FAIRINGS
电子/电气外部电源盖板
57-41-1
WING LE SLAT LINKAGE FAIRING PANELS
机翼前缘缝翼连接整流片
57-51-5
MAIN LANDING GEAR FORWARD TRUNNION FAIRINGS
主起落架前耳轴整流罩
57-51-6
MAIN LANDING GEAR AFT TRUNNION FAIRINGS
主起落架后耳轴整流罩



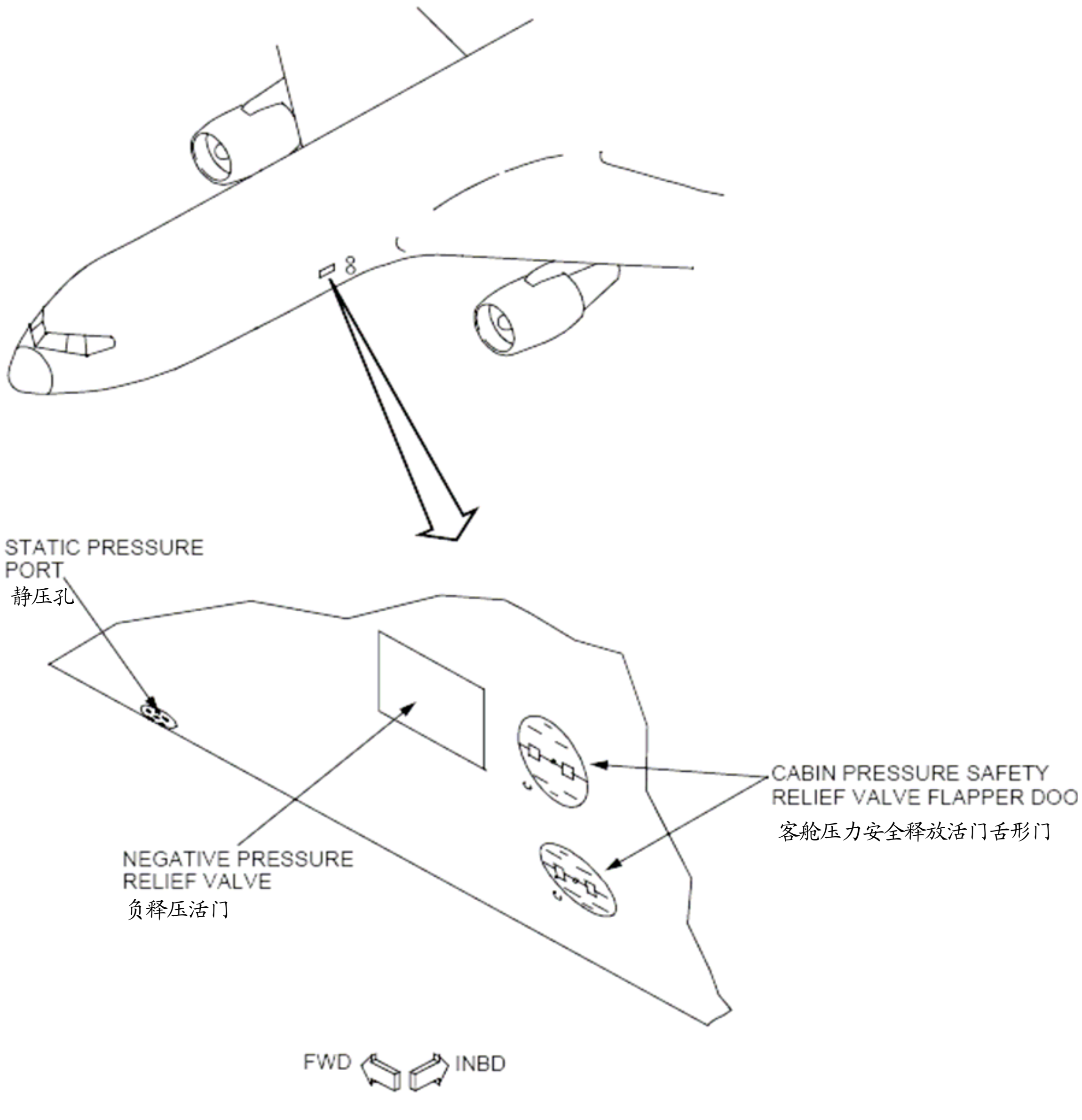
RR ENGINE

RR 发动机

编号：21-32-1
项目：客舱压力安全释放活门舌形门

安装数量：4

说明和/或例外：
允许任何数量缺失，且不需进行性能减载。

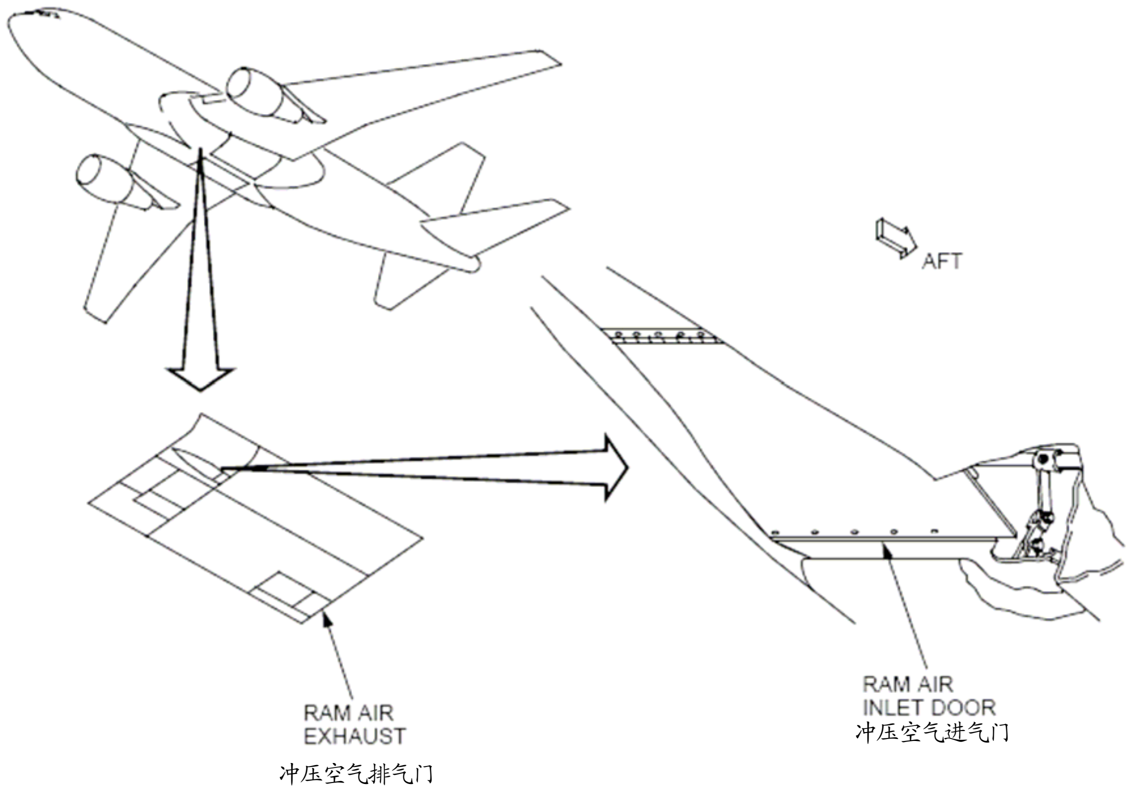


编号：21-53-1

项目：冲压空气进气门

安装数量：2

说明和/或例外：
一个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
　起飞和着陆：　　　　　　400 磅（182 公斤）
　航路爬高：　　　　　　　700 磅（318 公斤）
注 1：当冲压空气排气门也缺失时，使用 CDL 21-53-3 项。
注 2：同一侧的冲压空气排气门必须锁定在打开位。参照 MEL 21-53-1 项。

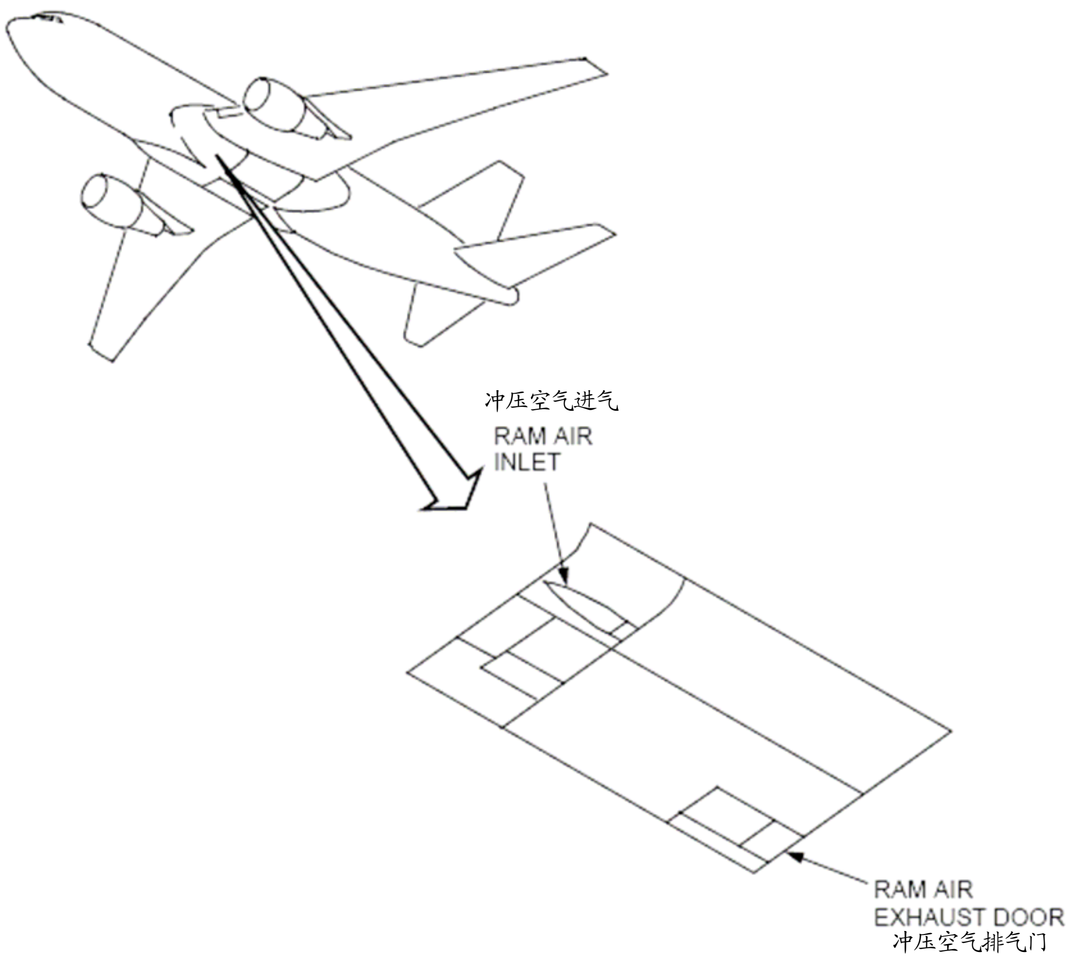


编号：21-53-2

项目：冲压空气排气门

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
起飞和着陆： 500 磅（227 公斤）
航路爬高： 800 磅（363 公斤）
注：当冲压空气进气门也缺失时，使用 CDL 21-53-3 项。



编号：21-53-3

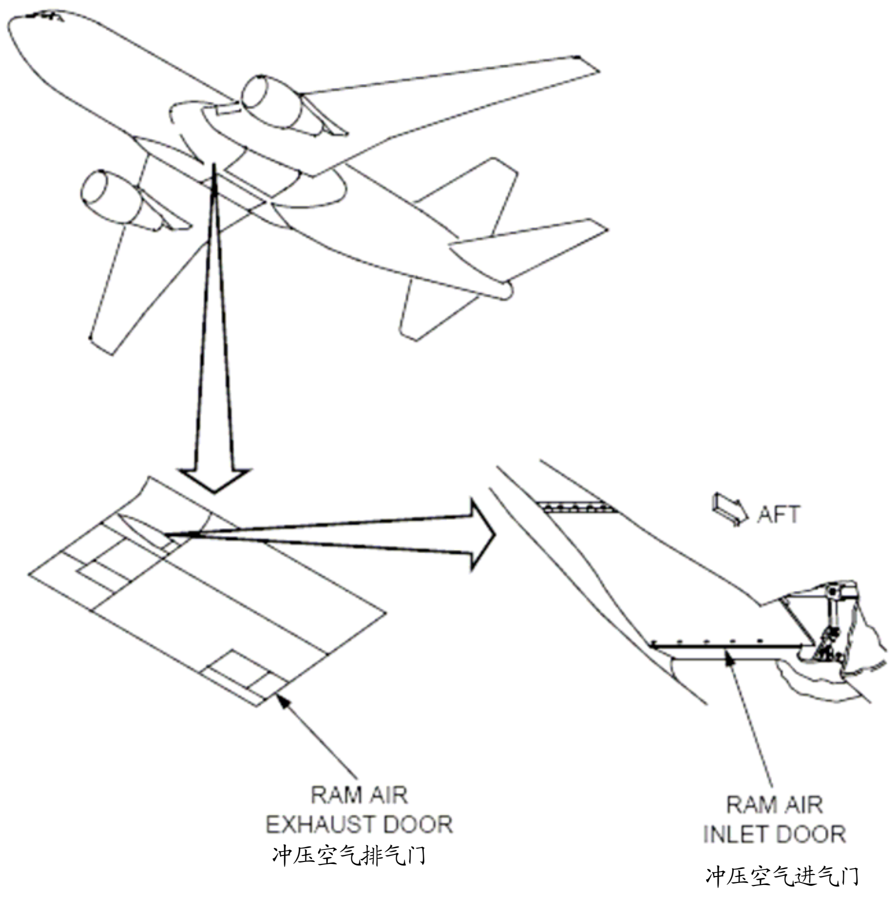
项目：冲压空气进气门和排气门

安装数量：4

说明和/或例外：
任何组合的一个冲压空气进气门和两个冲压空气排气门可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆： 800 磅（363 公斤）
航路爬高： 1500 磅（681 公斤）

注 1：当任何组合的冲压空气进气和排气门缺失时，用上述减载。
注 2：冲压空气进气门缺失，同侧的冲压空气排气门（如果未缺失）必须锁定在开位。参看 MEL 21-53-1 项。

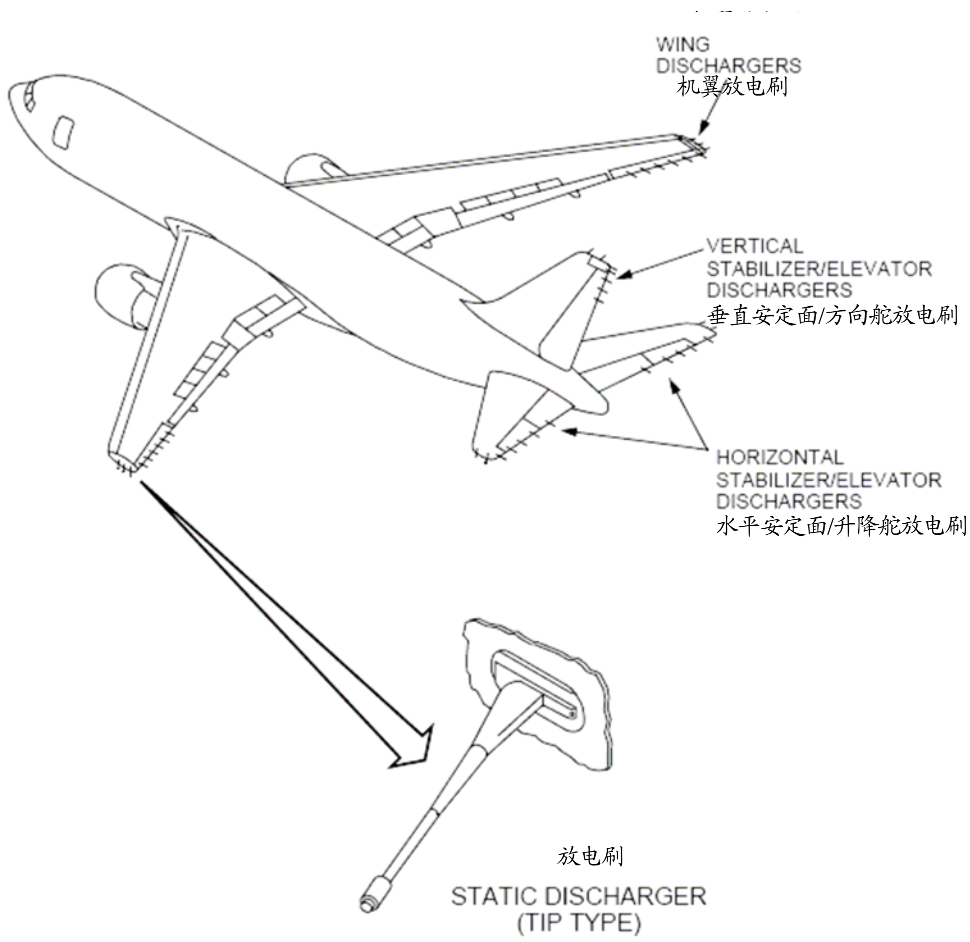


编号：23-61-1

项目：静电放电刷（后缘和翼尖型）

安装数量：39

说明和/或例外：
当飞行依靠 ADF、*HF、VOR 或信标台时，至少需要 15 个放电刷。在每侧机翼、水平安定面/升降舵组件上和垂直安定面/方向舵组件上的后缘或翼尖型放电刷五个当中必须有三个安装，并且安装在外侧位置。
当飞行不依靠 ADF、HF、VOR 或信标台时，静电放电刷不被要求。

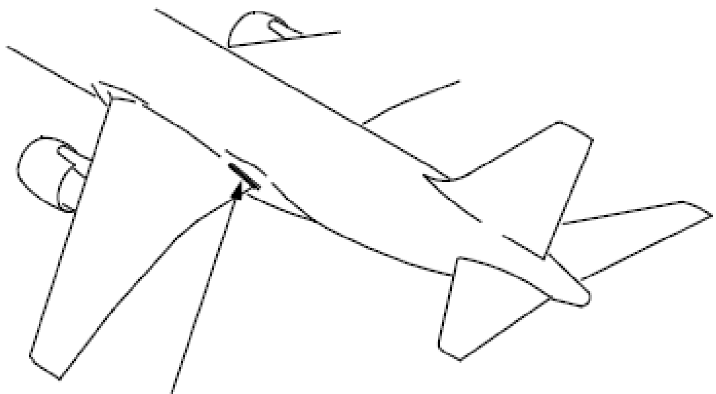


编号：27-51-1

项目：内侧后缘襟翼—机身封严

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
起飞和着陆： 2000 磅（908 公斤）
航路爬高： 500 磅（227 公斤）

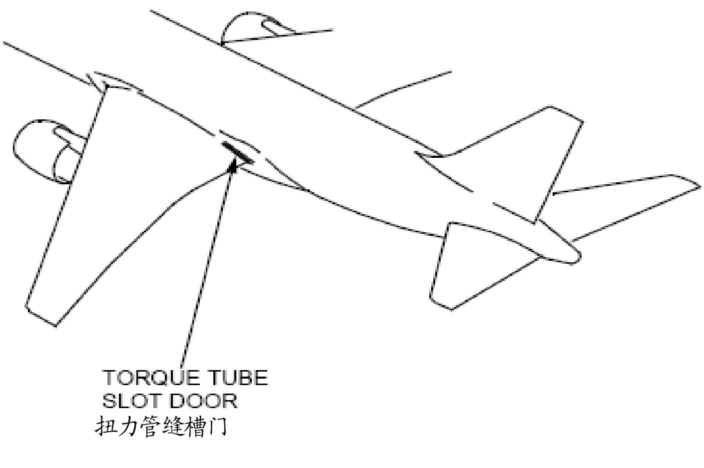


编号：27-51-2

项目：内侧襟翼扭力管缝槽门

安装数量：6

说明和/或例外：
任何数量可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
着陆爬高：　　　　5000 磅（2268 公斤）
着陆跑道长度：　　7900 磅（3583 公斤）
快速复飞：　　　　4100 磅（1860 公斤）
将着陆进近基准速度（VREF）增加 2 节。
注：当后缘襟翼涡流发生器组合件也丢失（CDL 57-00-1 项）时，减载要求仅按后缘襟翼涡流发生器丢失的情况执行。



编号：27-81-1

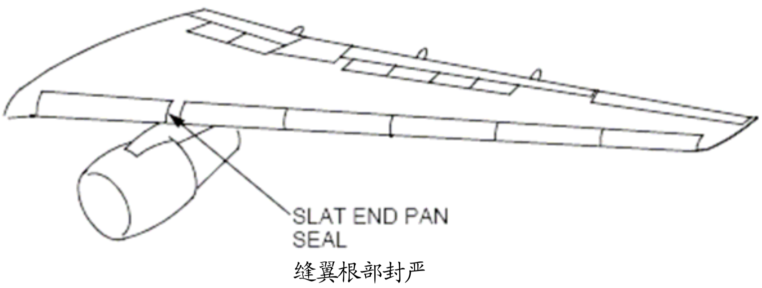
项目：缝翼根部密封

安装数量：2

说明和/或例外：

一个或两个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	200 磅（91 公斤）
航路爬高：	350 磅（159 公斤）

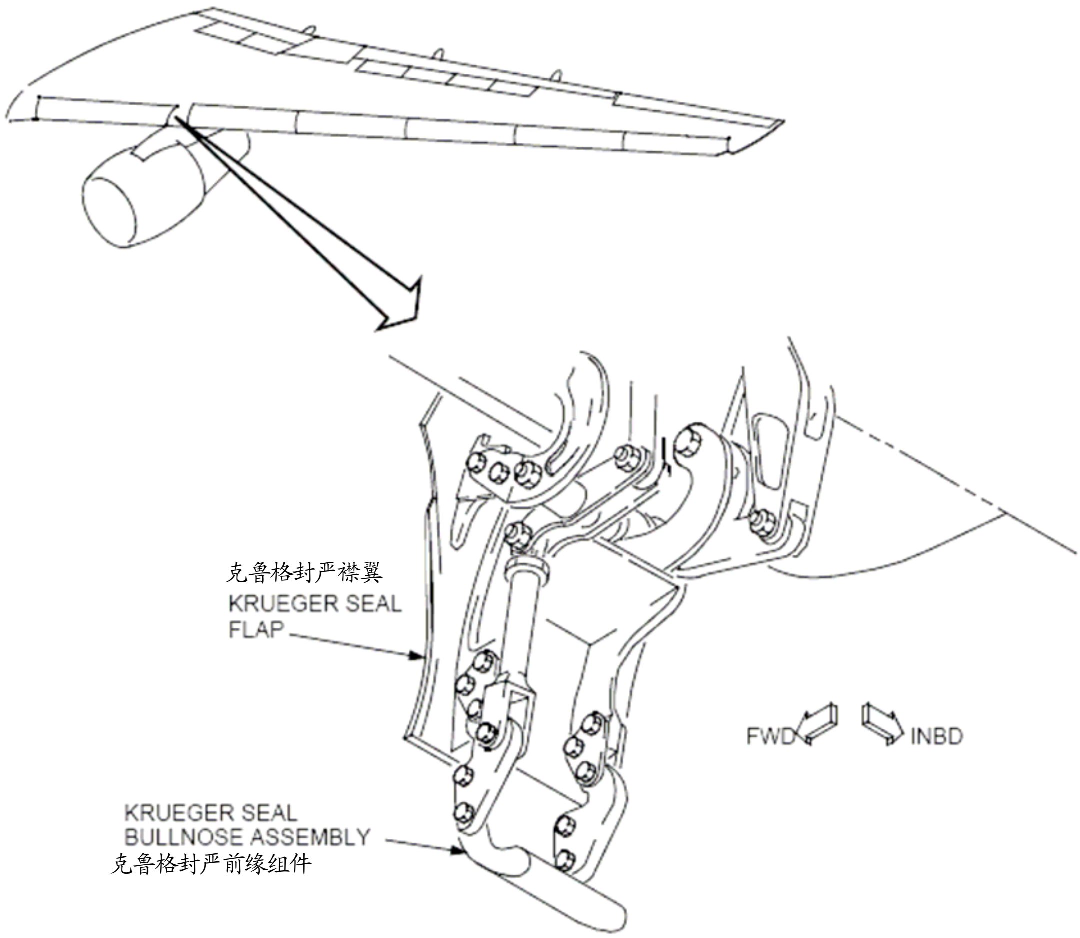


编号：27-81-2

项目：克鲁格封严前端牛鼻组件

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减载：
起飞和着陆： 2200 磅（998 公斤）



编号：27-82-1

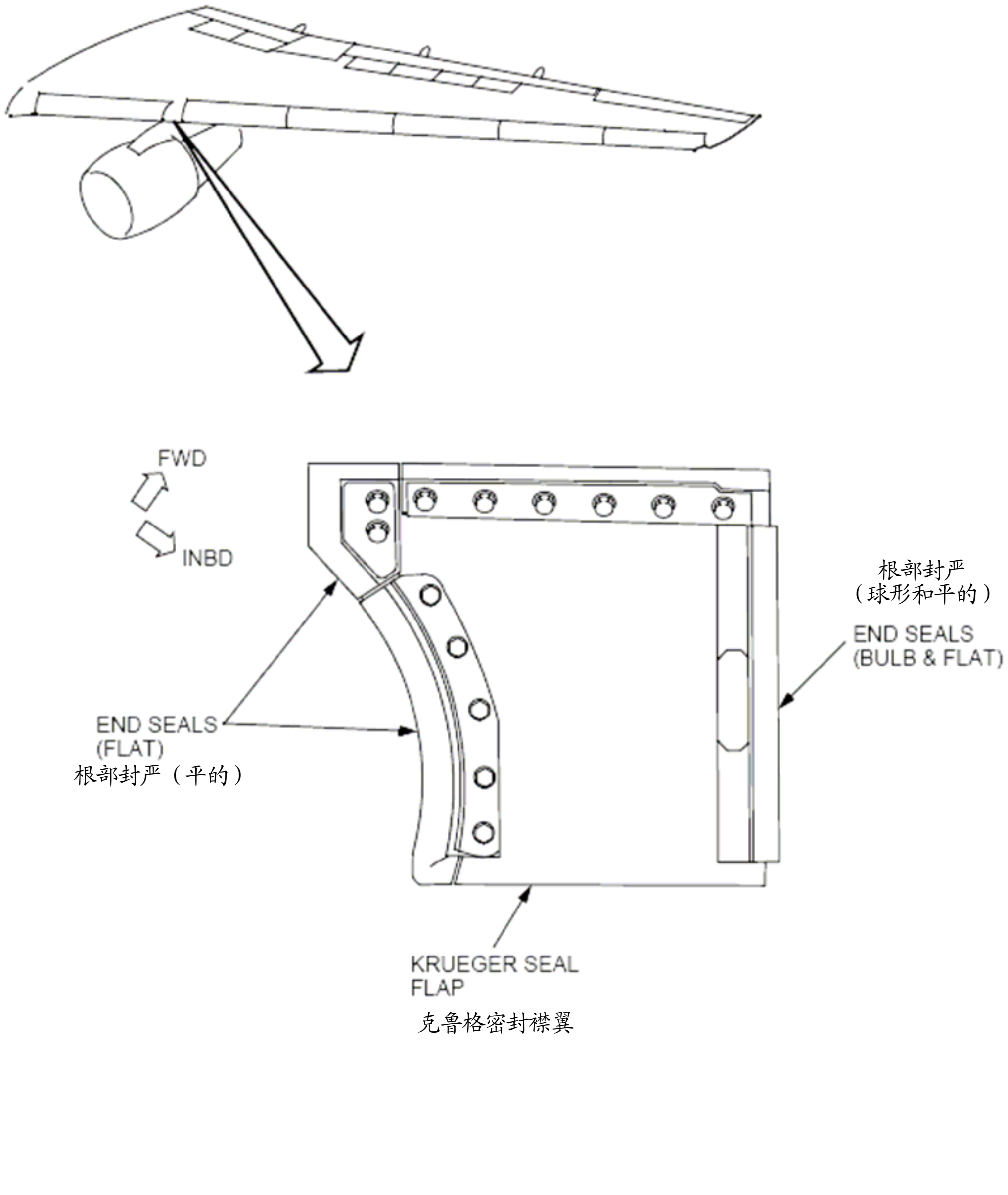
项目：克鲁格密封件根部封严

安装数量：8

说明和/或例外：

两个平封严或球形封严可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆： 150 磅（69 公斤）

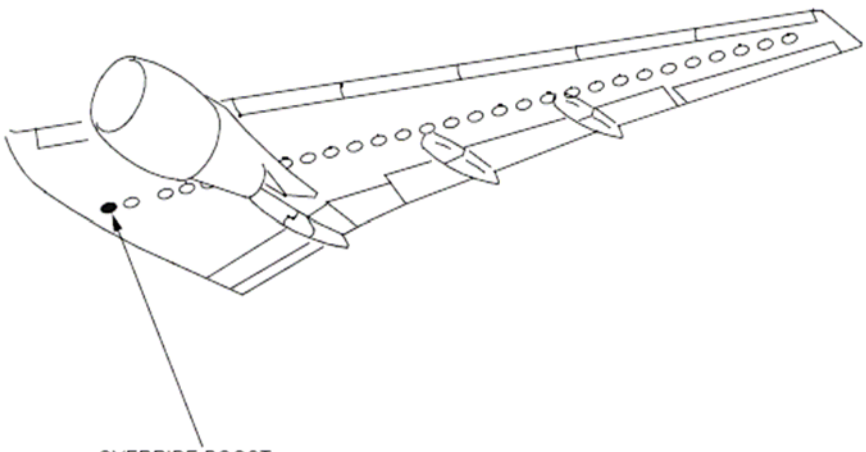


编号：28-22-1

项目：超控增压泵盖板

安装数量：2

说明和/或例外：
一个可以缺失，不需进行性能减载。
注 1：保护好腔内的导线。在安装盖板前检查导线。拔出并卡住泵跳开关。（拔出并卡住相应燃油泵的跳开关），参照 MEL 28-22-2 项的放行要求。
注 2：用胶带将空腔贴上，是一种保护这些导线的方法。



编号：28-44-1

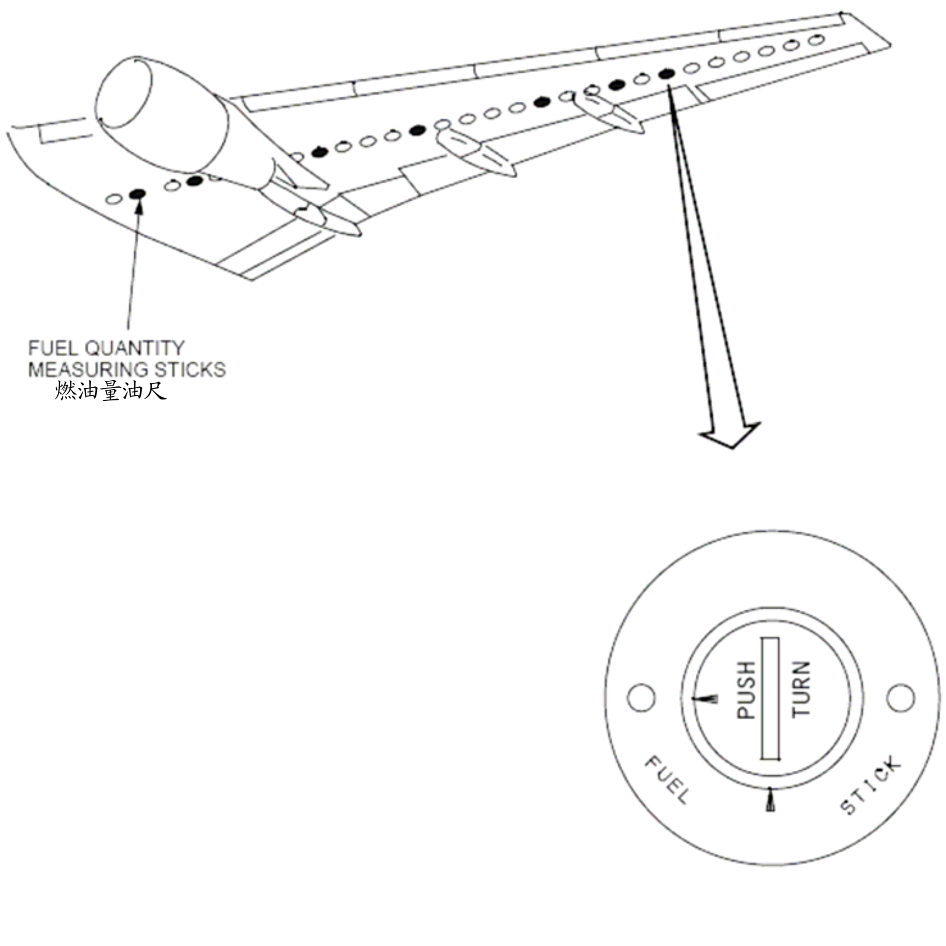
项目：燃油量油尺

安装数量：16

说明和/或例外：

任何数量或组合都可以缺失，且不需进行性能减载。

注：缺失的燃油量油尺可能会产生影响，在放行飞机时参考 MEL 项目 28-41-1、28-41-2、28-41-6 及 28-44-1。

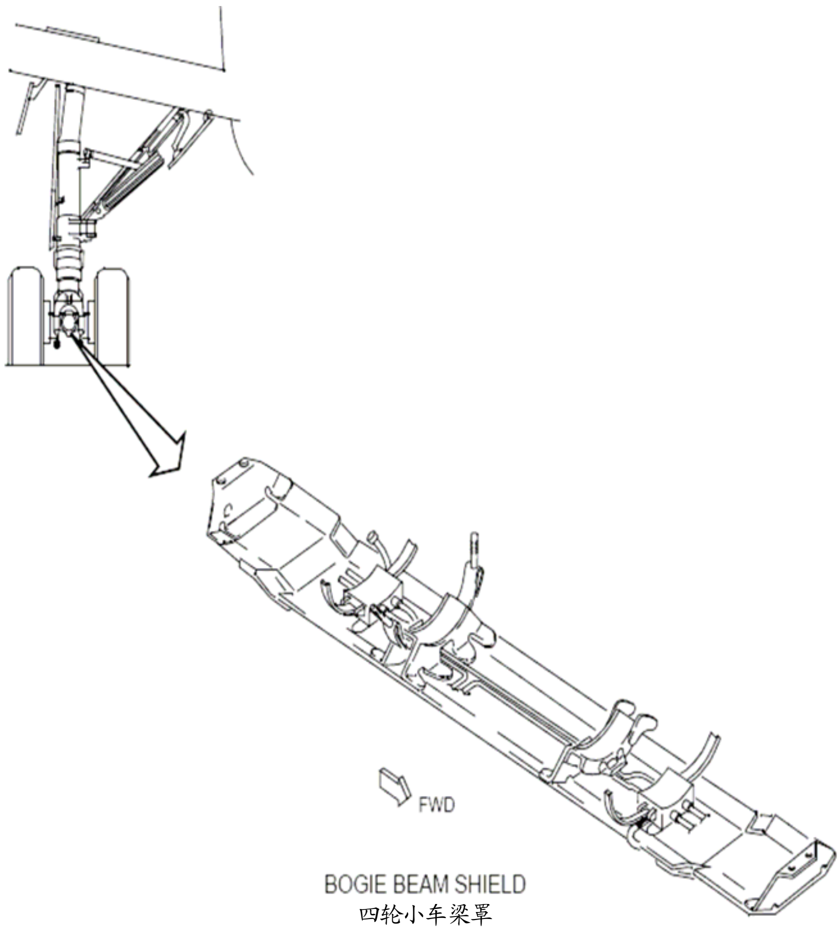


编号：32-10-1

项目：四轮小车梁罩

安装数量：2

说明和/或例外：
1.一个或两个可以缺失，且不需进行性能减载。
2.四轮小车梁罩必须尽快装回，并且装回该罩前，检查起落架支柱底下的电气部件。



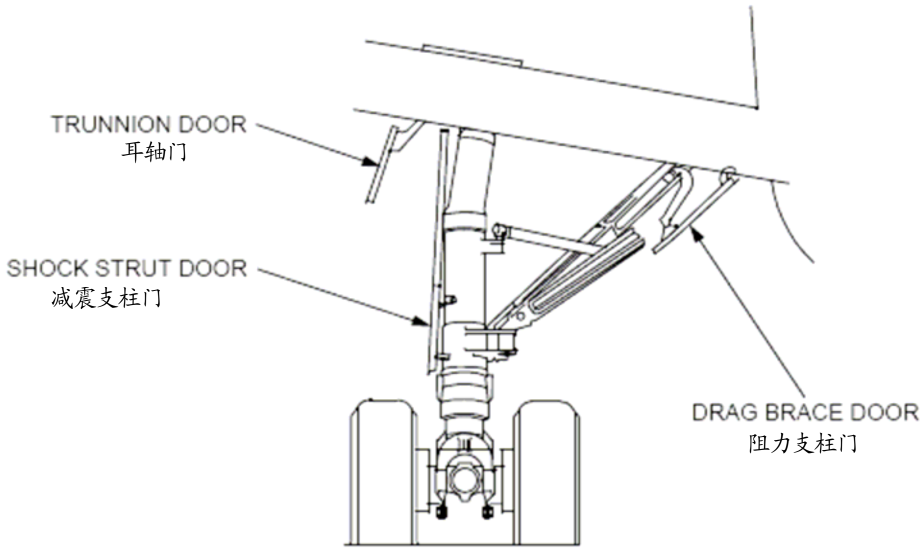
BOGIE BEAM SHIELD
四轮小车梁罩

编号：32-12-1

项目：主起落架机翼门

安装数量：6

说明和/或例外：
1.六个门中任何一个均可缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
起飞和着陆：500 磅（227 公斤）
航路爬高：1000 磅（454 公斤）
2.最大空速限制为 270KIAS/0.73 马赫。

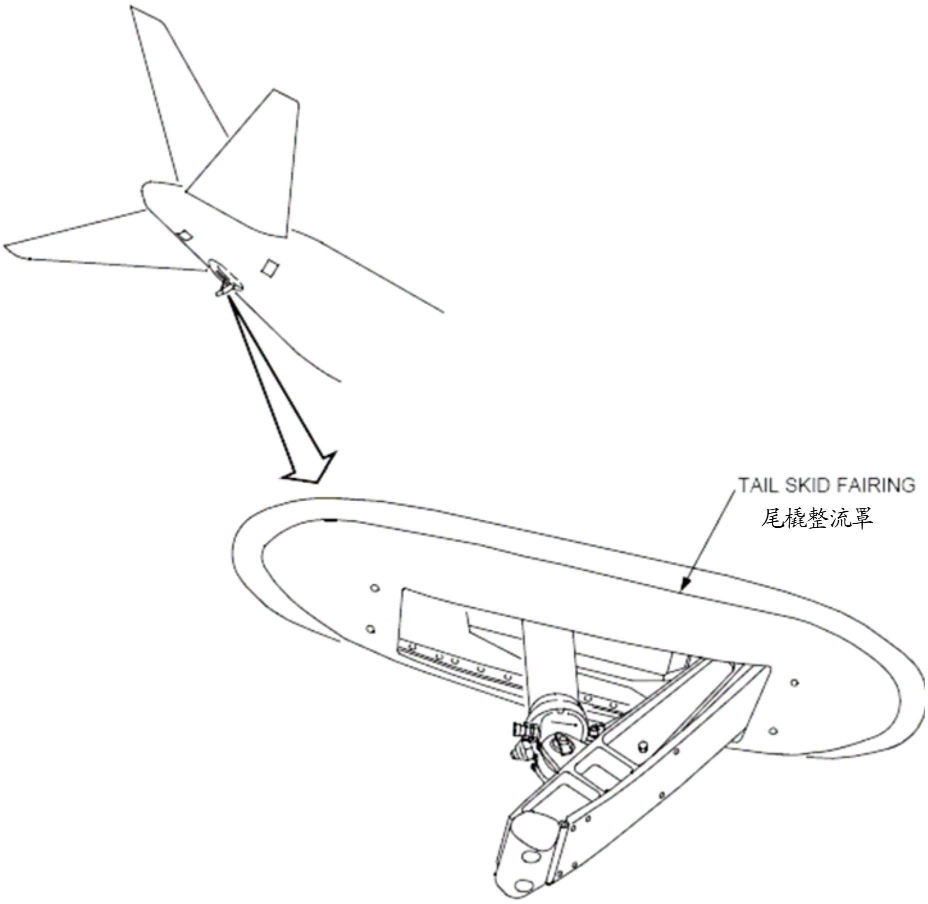


编号：32-71-1

项目：尾橇整流罩

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
起飞和着陆： 200 磅（91 公斤）
航路爬高： 300 磅（136 公斤）
注：同 CDL 项目 32-71-2 的组合可以缺失。

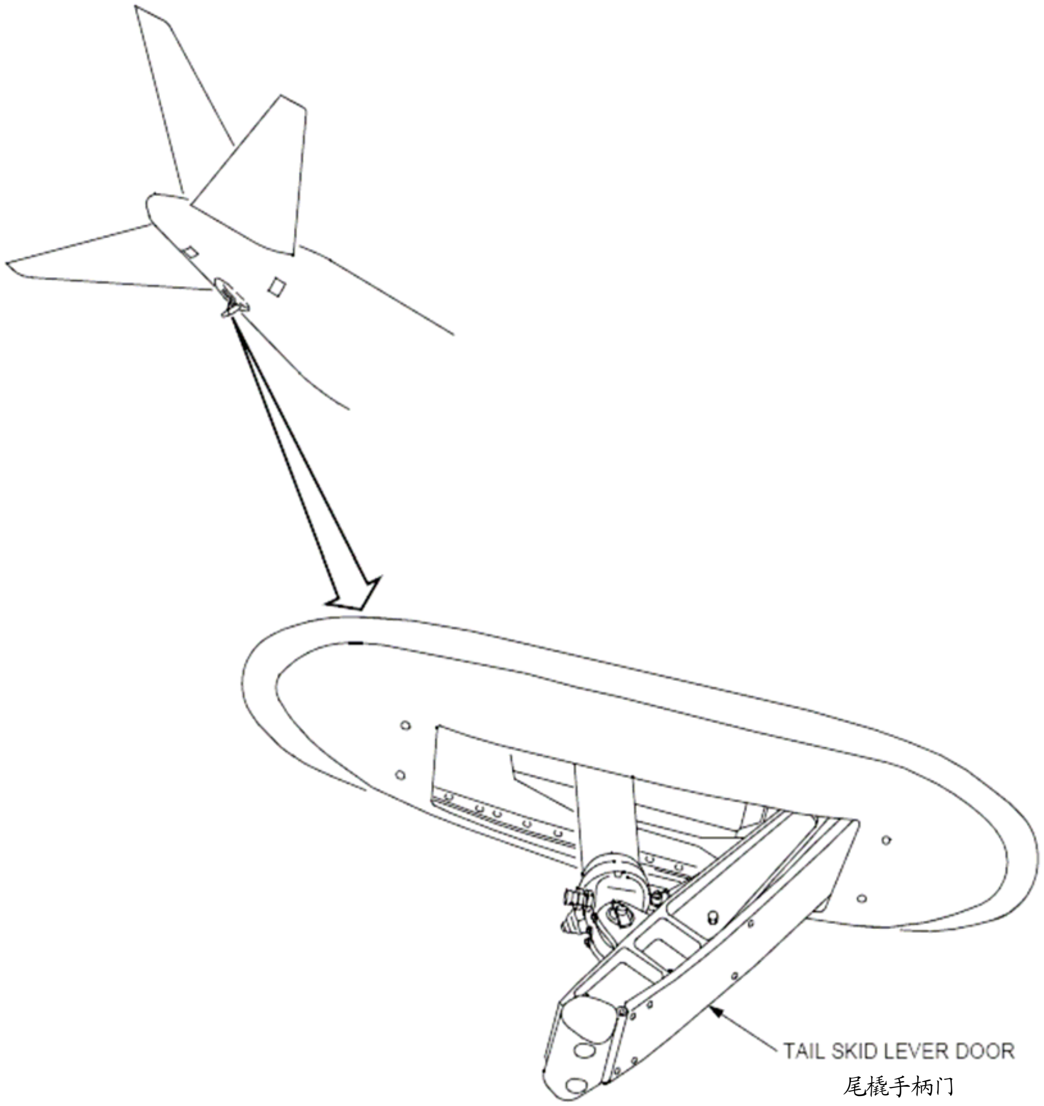


编号：32-71-2

项目：尾橇手柄门

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。
注：同 CDL 项目 32-71-1 的组合可以缺失。

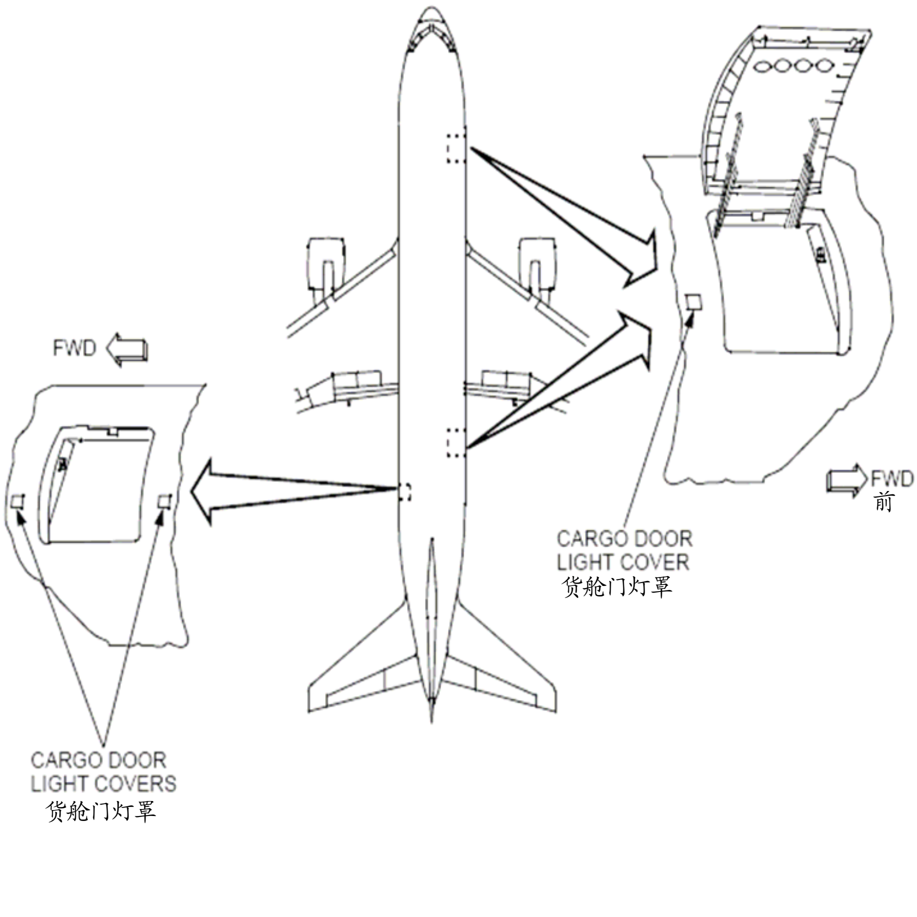


编号：33-31-1

项目：主和散装货舱门灯罩

安装数量：4

说明和/或例外：
任何数量或组合都可以缺失，且不需进行性能减载。
注：参看 MEL 33-31-2 项“外部装货区域照明灯”的放行要求。

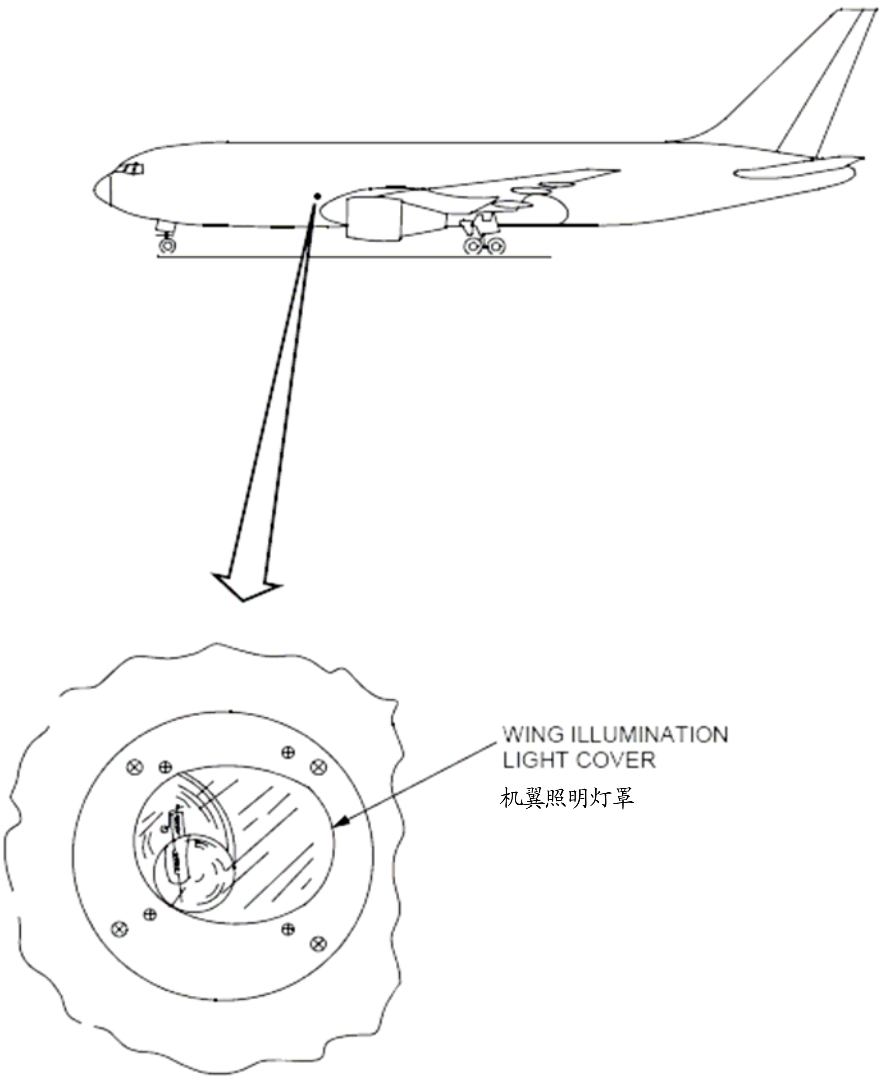


编号：33-41-1

项目：机翼照明灯罩

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个都可以缺失，且不需进行性能减载。
注：参看 MEL 33-41-1 项“机翼照明灯”的放行要求。

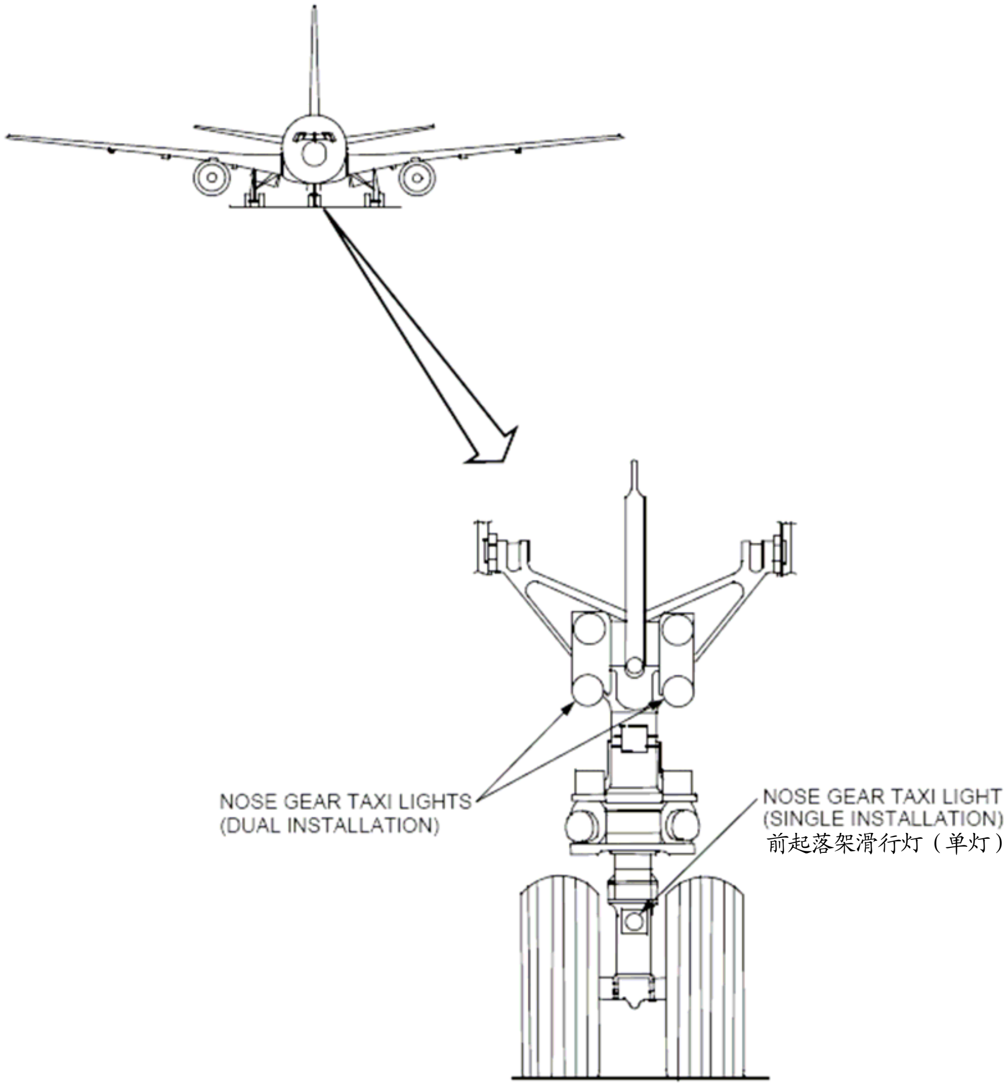


编号：33-42-1

项目：前起落架滑行灯

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。
注：参看 MEL 33-42-2 项“滑行灯”的放行要求。

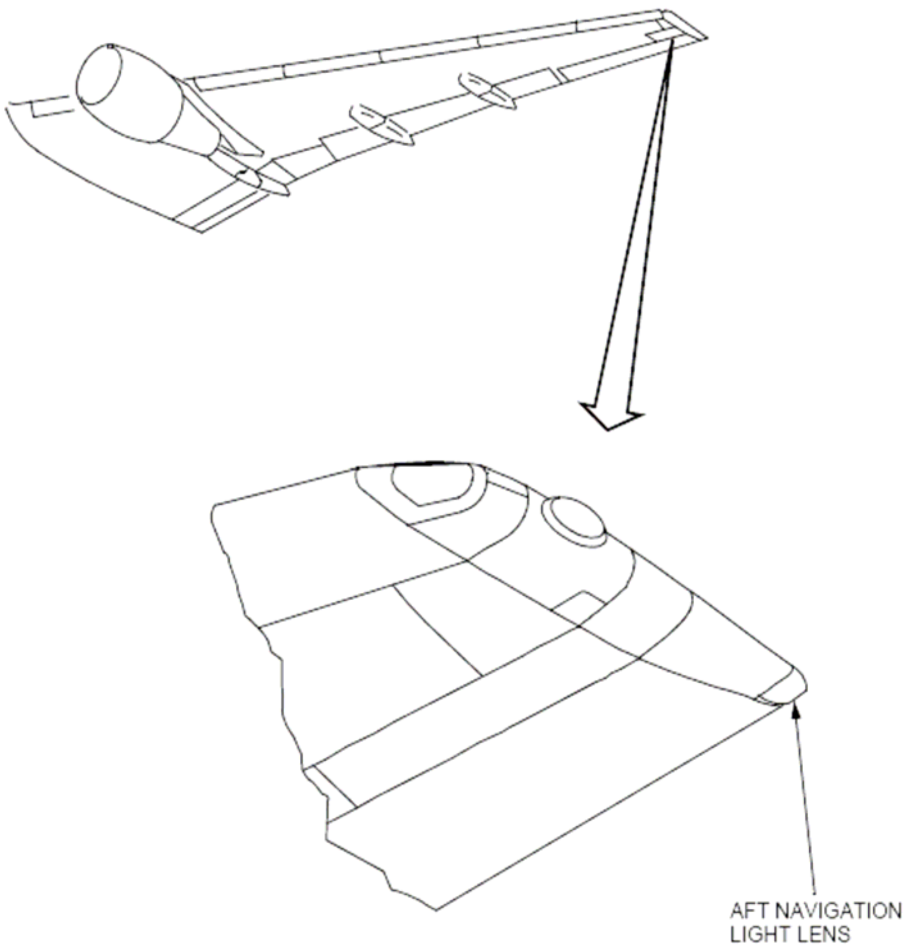


编号：33-44-1

项目：翼尖后航行灯罩

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，且不需进行性能减载。
注 1：同 CDL 项目 33-44-1、33-44-2 和 33-44-3 的组合可以缺失。
注 2：参看 MEL 项 33-43-1“位置灯”的放行要求。

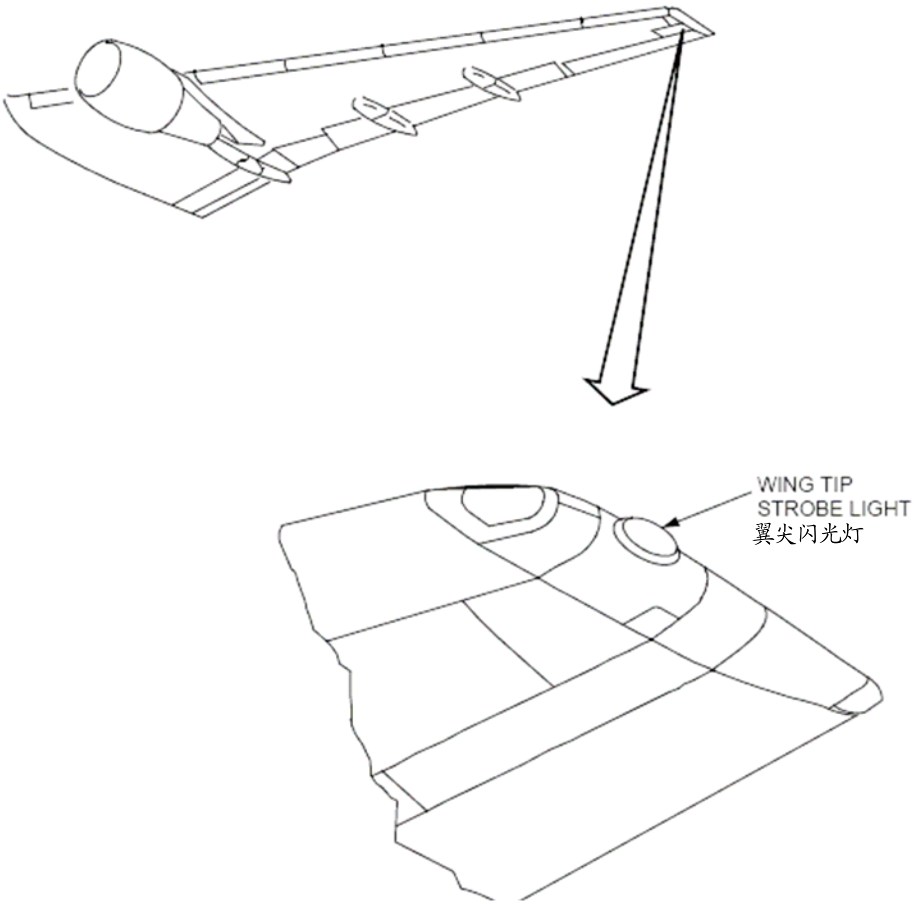


编号：33-44-2

项目：翼尖闪光灯罩

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或二个可以缺失，且不需进行性能减载。
注 1：操作规定所要求的最低数目的闪光灯/防撞灯必须工作正常。
注 2：同 CDL 项目 33-44-1、33-44-2 和 33-44-3 的组合可以缺失。
注 3：参看 MEL 项目 33-44-1 的放行要求。



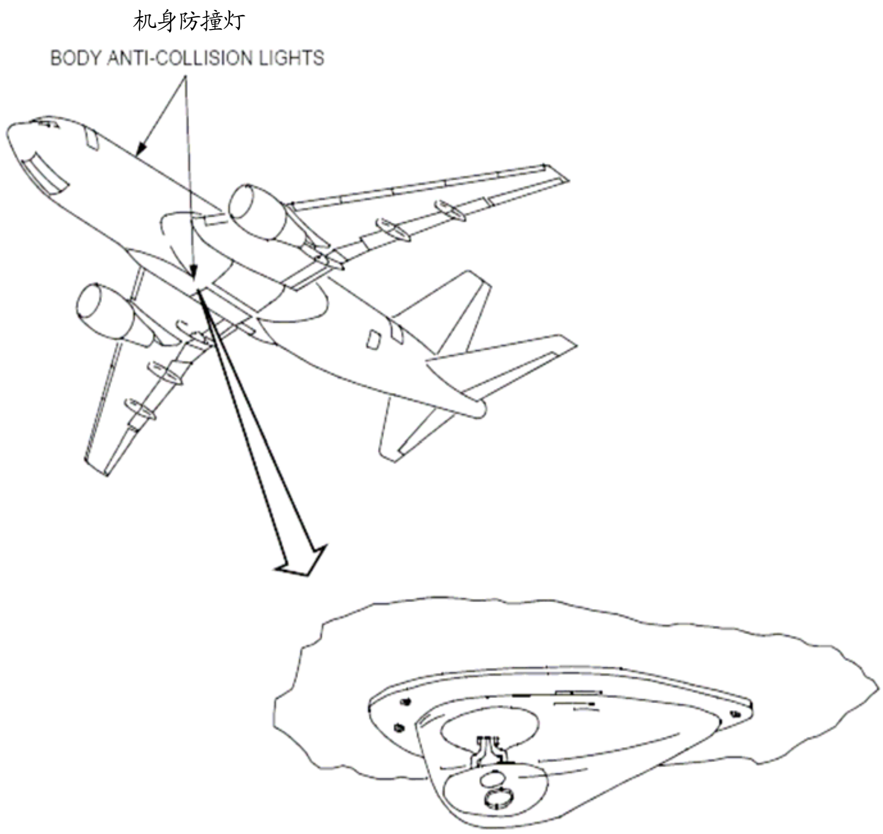
编号：33-44-3

项目：机身上部和下部防撞灯罩

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，且不需进行性能减载。当玻璃罩缺失时，断开电源，并拆下灯泡，反射镜，玻璃罩和玻璃罩支架。将整个灯组件收藏好，盖上盖子并将开口用胶带缠住，以防受潮或破碎物进入组件。

注 1：操作规定所要求的最低数目的闪光灯/防撞灯必须工作正常。
注 2：同 CDL 项目 33-44-1、33-44-2 和 33-44-3 的组合可以缺失。
注 3：参看 MEL 项目 33-44-1 的放行要求。

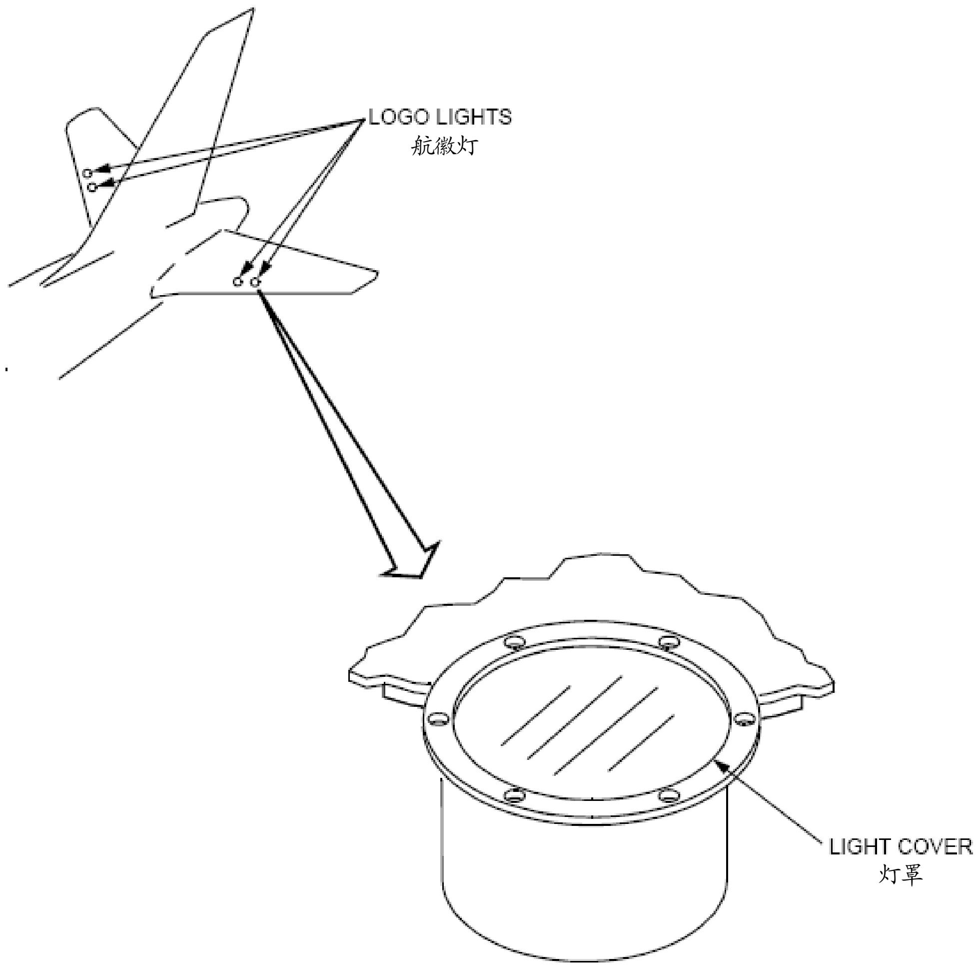


编号：33-45-1

项目：航徽灯罩

安装数量：4

说明和/或例外：
任何数量或组合可以缺失，且不需进行性能减载。
注 1：由于灯罩缺失而暴露的部分必须用胶带（PermacelⅡ或 3M425）粘盖好。拔出并卡住航徽灯跳开关。每一个航班检查胶带的完好情况。
注 2：参看 MEL 项目 33-45-1 的放行要求。

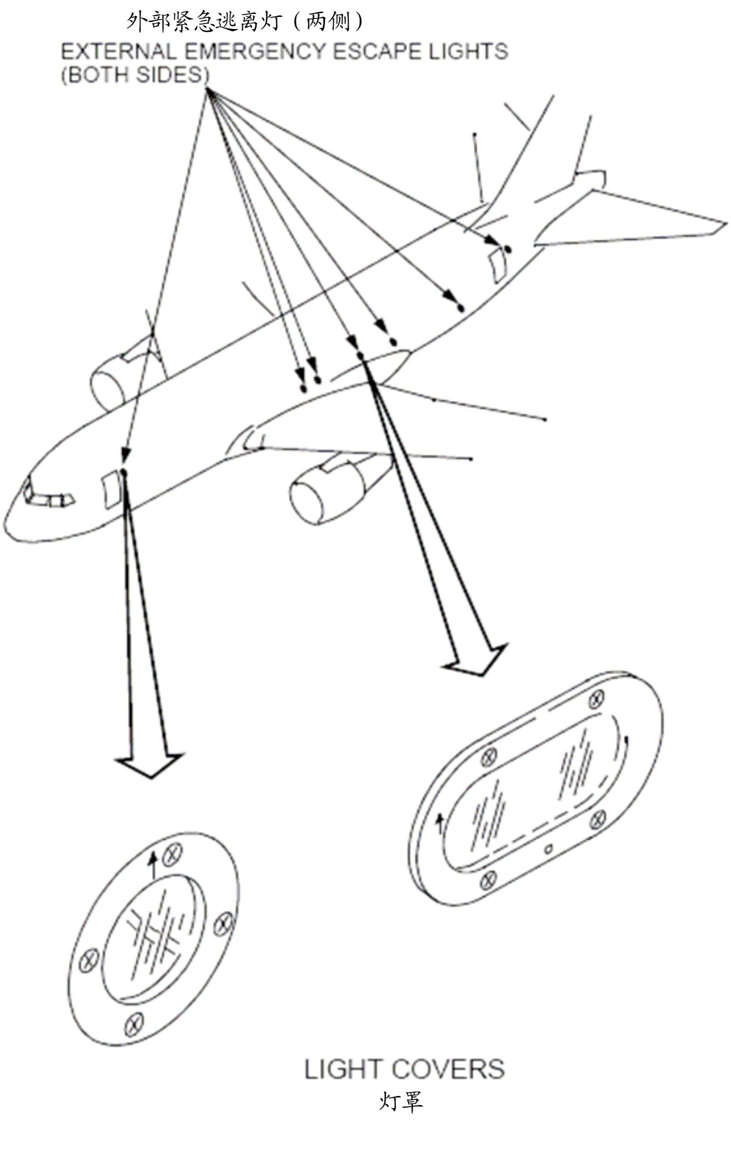


编号：33-51-1

项目：外部紧急逃离灯罩（机翼上和地面照明）

安装数量：14

说明和/或例外：
任何数量或组合可以缺失，且不需进行性能减载。
注：参看 MEL 项目 33-51-2“外部应急照明灯光系统”的放行要求。

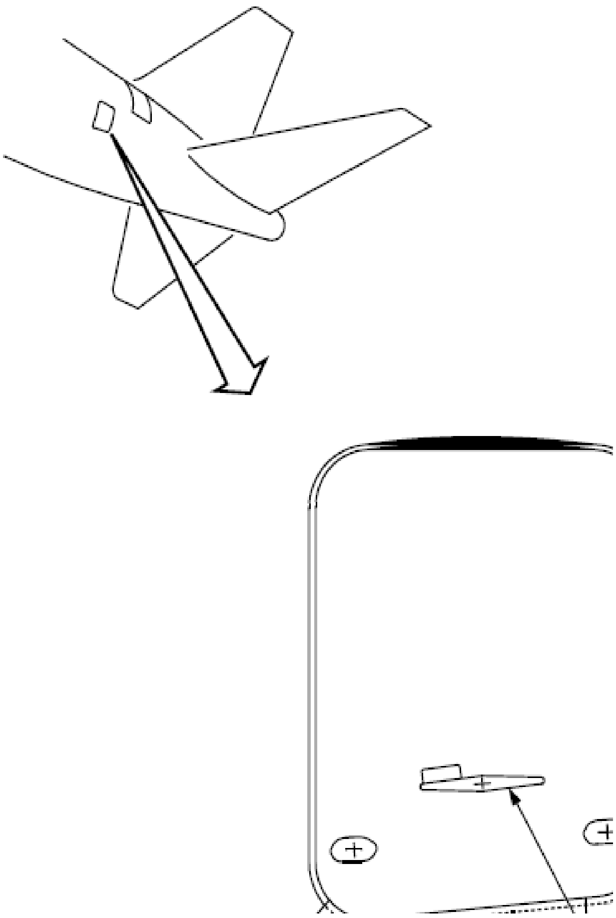


编号：52-36-1

项目：散货舱门手柄

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。



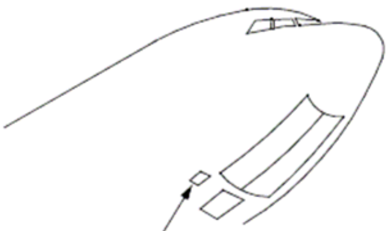
门手柄

编号：52-49-1

项目：电子/电气外部电源盖板

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。
注：同 CDL 项目 52-49-1、52-49-2、52-49-3、52-49-4 和 52-49-5 的组合可以缺失。

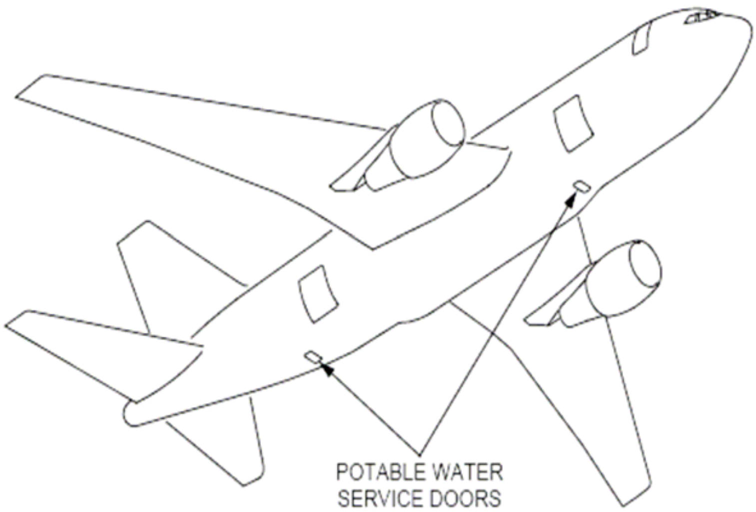


编号：52-49-2

项目：饮用水勤务盖板—标准构型

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，且不需进行性能减载。
注：同 CDL 项目 52-49-1、52-49-2、52-49-3、52-49-4 和 52-49-5 的组合可以缺失。



饮用水勤务盖板

编号：52-49-4

项目：外侧机翼前缘压力加油盖板

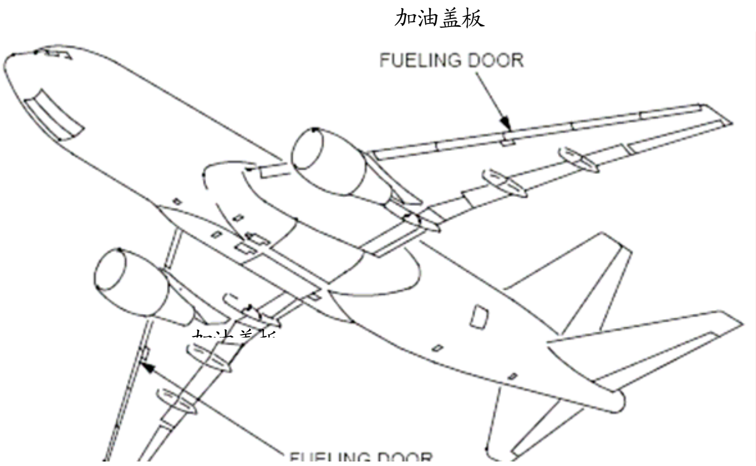
安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	无需减载
航路爬高：	100 磅（45 公斤）

注 1：电源控制限制（或电瓶电压）电门必须固定在 NORM 位，且加油活门电门在 OFF 位，且放油活门电门在 CLOSE 位。在加油舱必须挂牌提醒。

注 2：同 CDL 项目 52-49-1、52-49-2、52-49-3、52-49-4 和 52-49-5 的组合可以缺失。

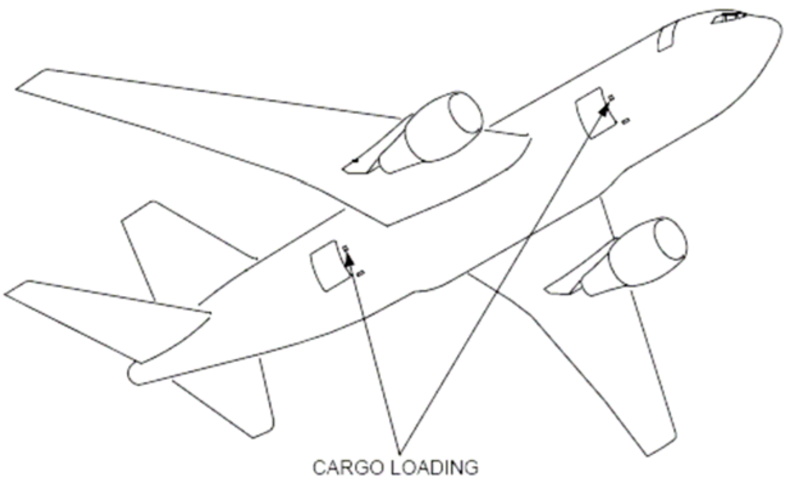


编号：52-49-5

项目：主货舱装载控制盖板

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，且不需进行性能减载。
注：同 CDL 项目 52-49-1、52-49-2、52-49-3、52-49-4 和 52-49-5 的组合可以缺失。

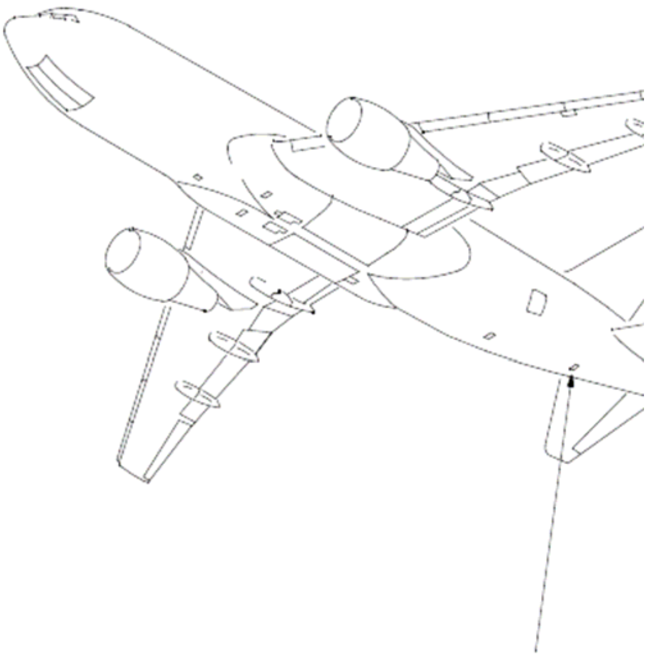


编号：52-49-6

项目：后厕所勤务盖板

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。

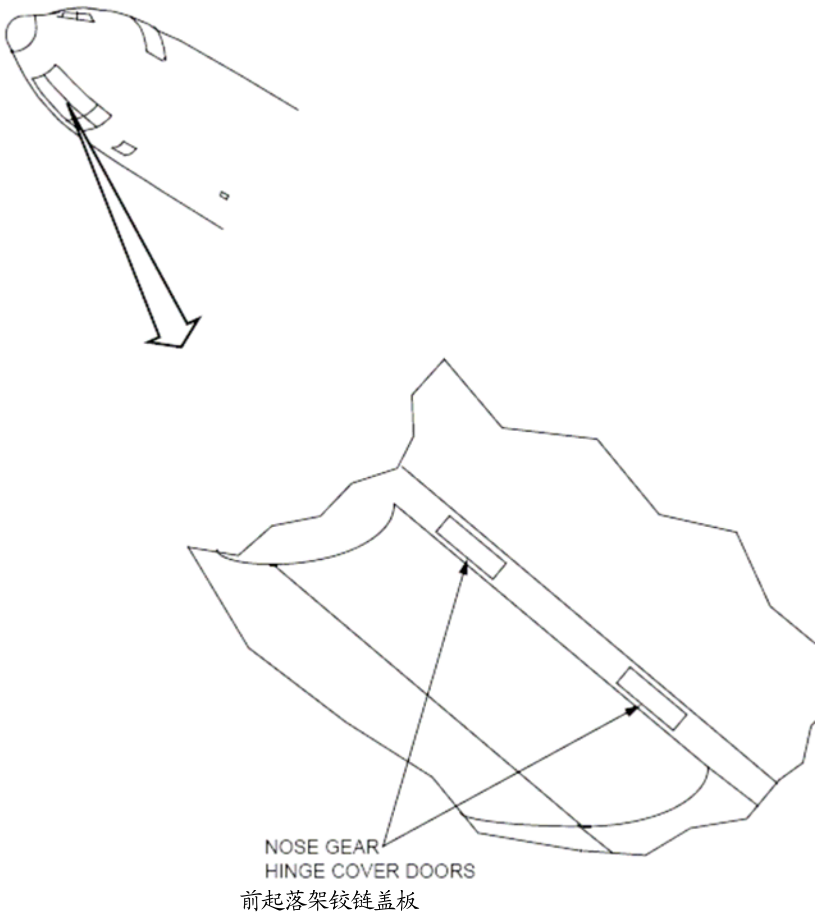


编号：53-16-1

项目：前起落架铰链盖板

安装数量：8

说明和/或例外：
任何数量或组合都可以缺失，且不需进行性能减载。



前起落架铰链盖板

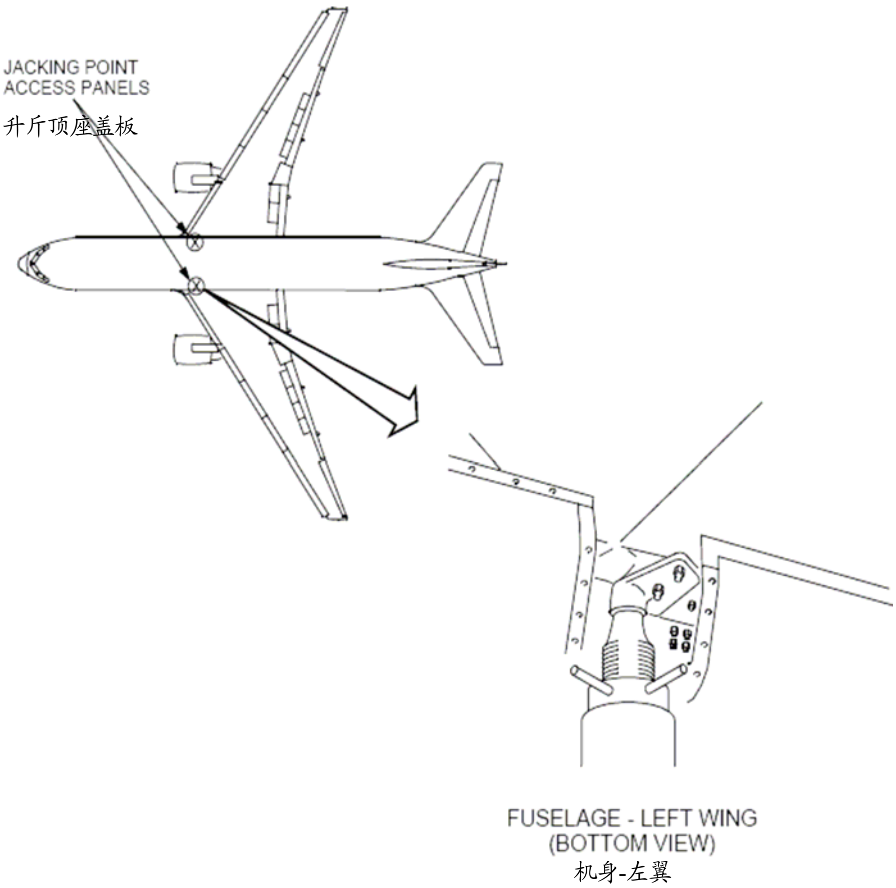
编号：53-30-1

项目：翼根千斤顶座盖板

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆： 无需减载
航路爬高： 100 磅（45 公斤）

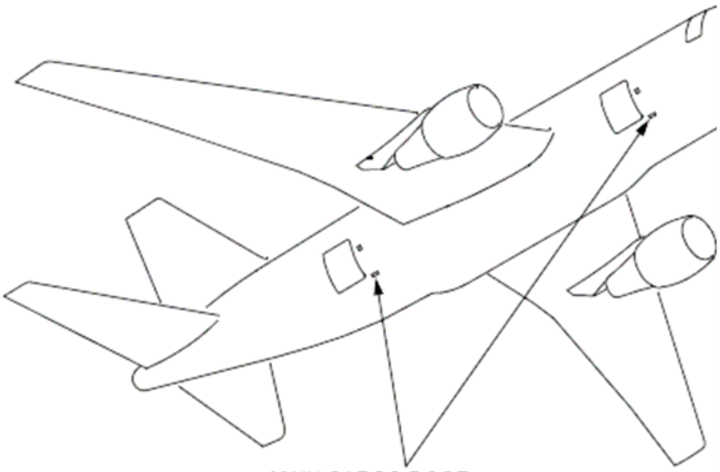


编号：53-65-1

项目：主货舱门操纵电门面板

安装数量：2

说明和/或例外：
一个或两个可以缺失，且不需进行性能减载。

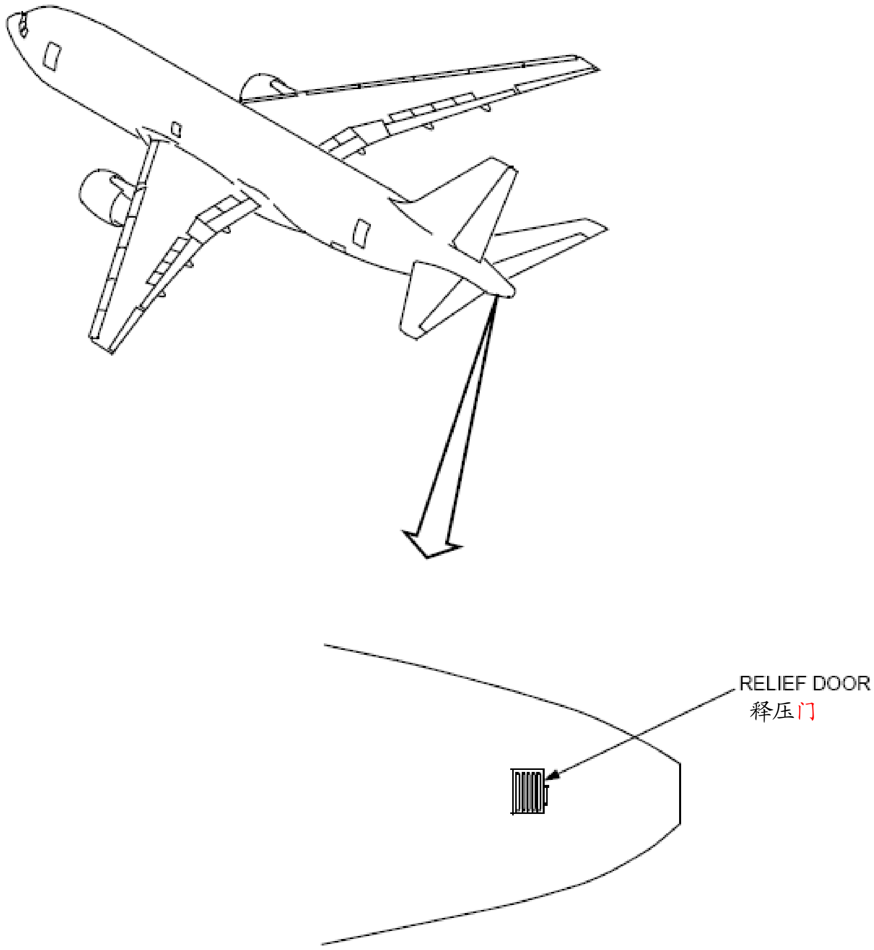


编号：53-85-1

项目：APU 百叶窗释压门

安装数量：1

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。



编号：54-53-1

项目：短舱吊架释压门

安装数量：4（每个吊架 2 个）

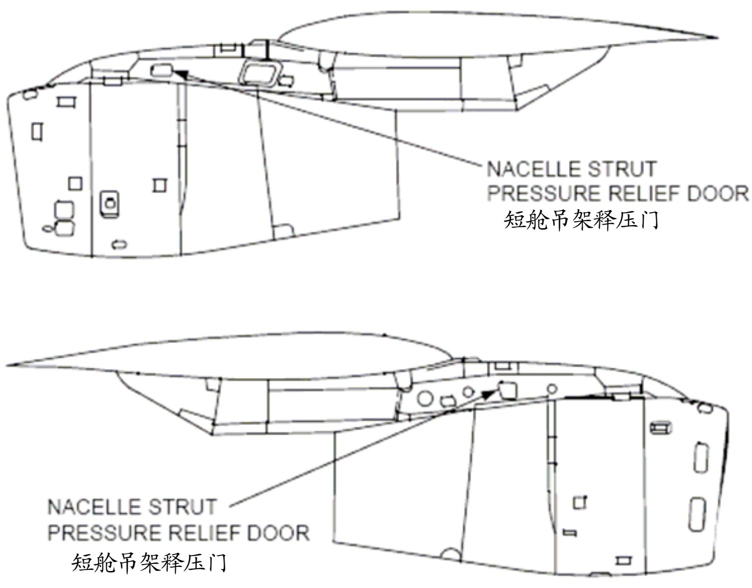
说明和/或例外：
最多允许两个（一个吊架一个）缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：2000 磅（908 公斤）

航路爬高：4000 磅（1815 公斤）

注 1：同 CDL 项目 54-53-2 的组合可以缺失。当 CDL 项目 54-53-1 和 54-53-2 同时缺失时，只进行一次减载。

注 2：在 CDL 项目 54-53-1 和 54-53-2 中经批准数目的任意组合均可缺失。



RR ENGINE
罗罗发动机

编号：54-53-2

项目：短舱吊架接近盖板

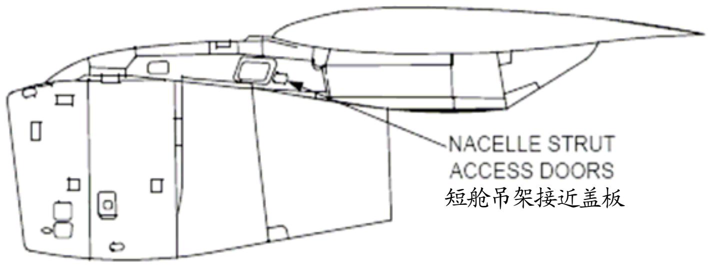
安装数量：10（每个吊架有 5 个）

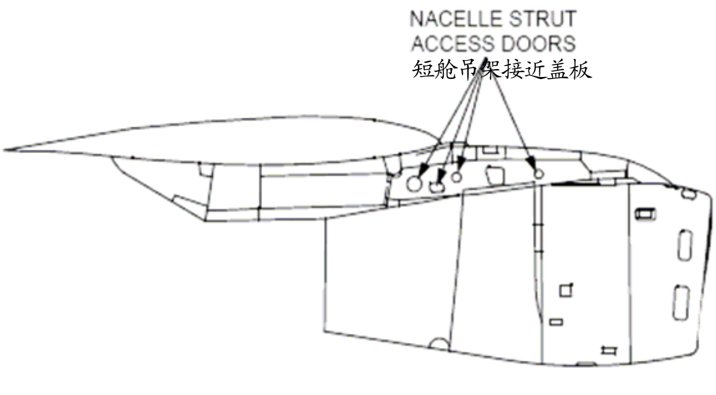
说明和/或例外：
最多允许每个吊架有两个缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：　　2000 磅（908 公斤）
航路爬高：　　4000 磅（1815 公斤）

注 1：同 CDL 项目 54-53-1 的组合可以缺失。当 CDL 项目 54-53-1 和 54-53-2 同时缺失时，只进行一次减载。

注 2：在 CDL 项目 54-53-1 和 54-53-2 中经批准数目的任意组合均可缺失。





RR ENGINE
罗罗发动机

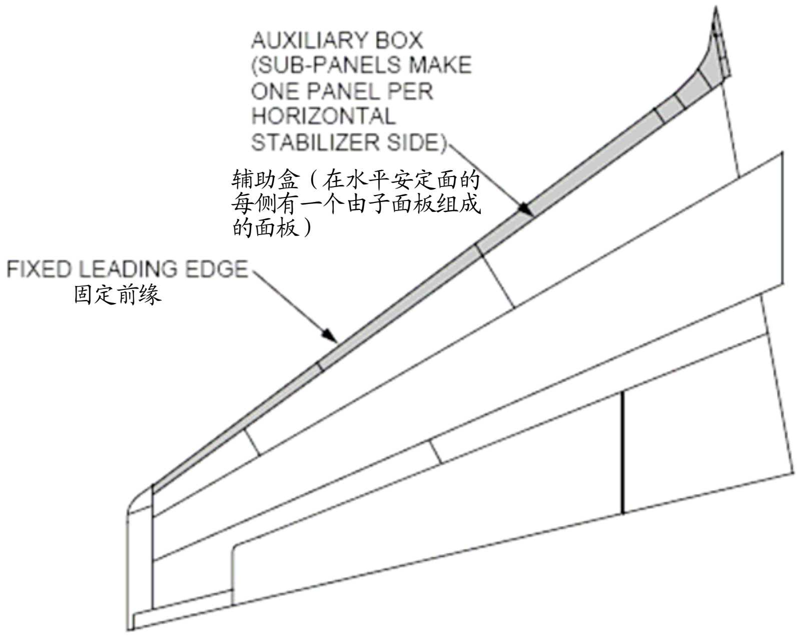
编号：55-10-1

项目：水平安定面—辅助盒

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对每一个受损面板的性能限制重量要求按下列规定减少：

起飞和着陆：	390 磅（177 公斤）
航路爬高：	800 磅（363 公斤）



LEFT HORIZONTAL STABILIZER (TOP VIEW)
左水平安定面

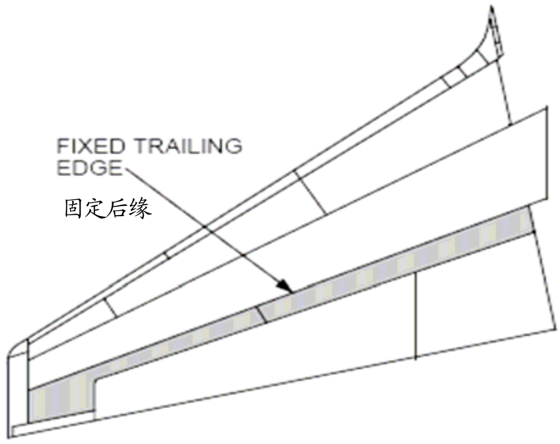
编号：55-10-2

项目：水平安定面—固定后缘

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对每一边损伤后缘的性能限制重量要求按下列规定减少：

起飞和着陆：	440 磅（200 公斤）
航路爬高：	900 磅（409 公斤）



LEFT HORIZONTAL STABILIZER
(TOP VIEW)
左水平安定面

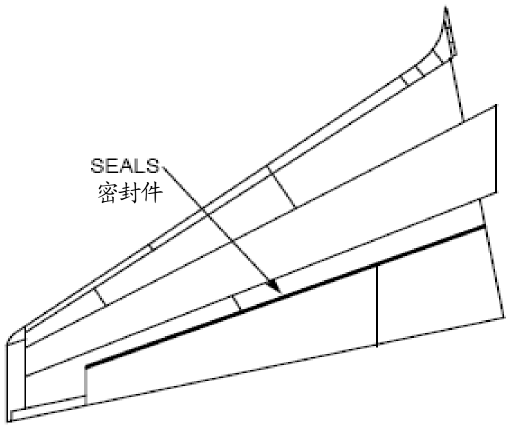
编号：55-16-1

项目：水平安定面和升降舵之间的密封件

安装数量：34

说明和/或例外：
一个最大 320 英寸（每个表面 80 英寸）的表面可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	500 磅（227 公斤）
航路爬高：	900 磅（409 公斤）



LEFT HORIZONTAL STABILIZER
(TOP VIEW)
左水平安定面

编号：55-20-1

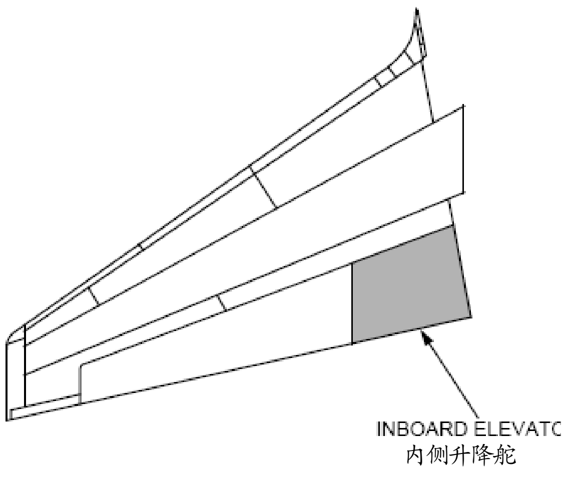
项目：内侧升降舵

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-4 进行评估。对每一个损伤的升降舵，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	380 磅（173 公斤）
航路爬高：	780 磅（354 公斤）

注：如果任何内侧升降舵受损坏，重心前限必须向后移动 3%MAC（除了使用备用前重心放行）。



LEFT HORIZONTAL STABILIZER
(TOP VIEW)
左水平安定面

编号：55-20-2

项目：外侧升降舵

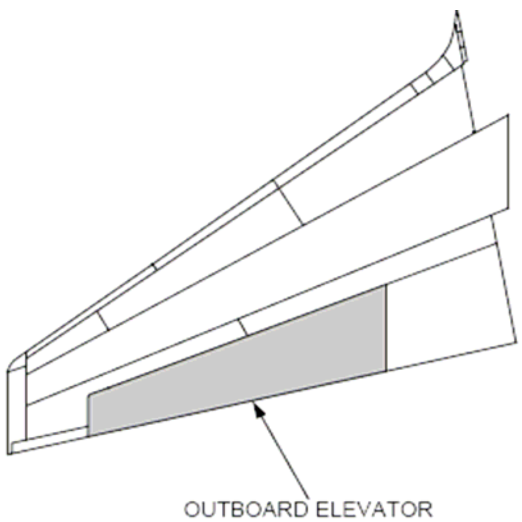
安装数量：2

说明和/或例外：

一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制。根据结构修理手册 51-10-4 进行评估。对每一个损伤的外侧升降舵，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	570 磅（259 千克）
航路爬高：	1160 磅（527 千克）

注：如果任何外侧升降舵受损坏，重心前限必须向后移动 3%MAC（除了使用备用前重心放行）。



LEFT HORIZONTAL STABILIZER
(TOP VIEW)

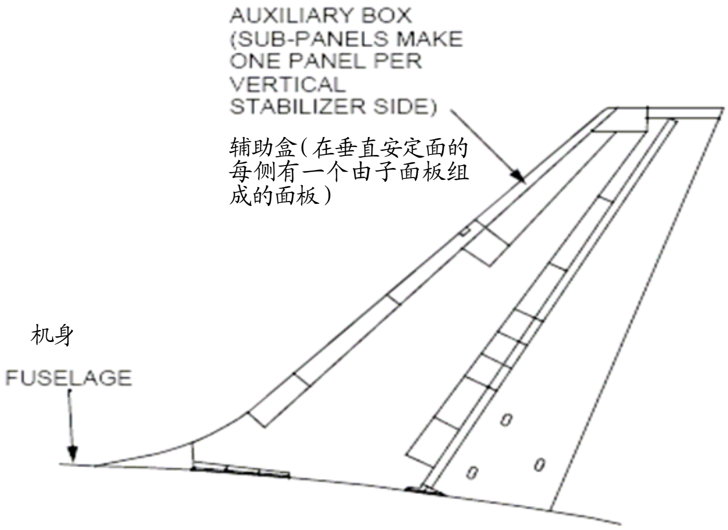
编号：55-30-1

项目：垂直安定面—辅助盒

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制。根据结构修理手册 51-10-4 进行评估。对于每个受损伤的面板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	420 磅（191 公斤）
航路爬高：	850 磅（386 公斤）



VERTICAL STABILIZER
垂直安定面

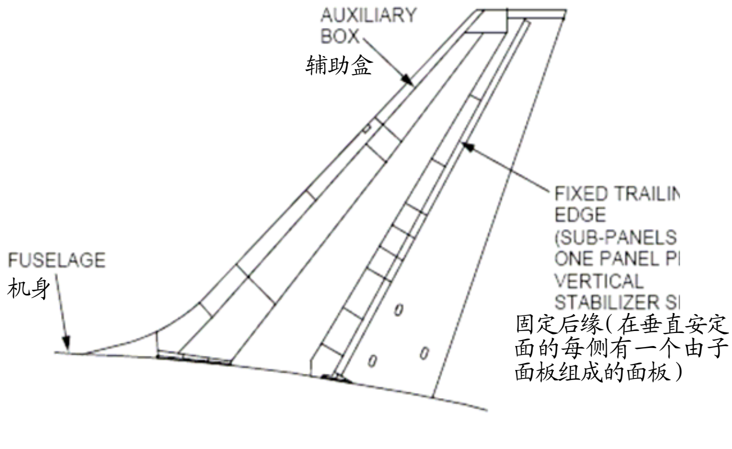
编号：55-30-2

项目：垂直安定面—固定后缘

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制。根据结构修理手册 51-10-4 进行评估。对于每个受损伤的后缘，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	680 磅（309 公斤）
航路爬高：	1380 磅（626 公斤）



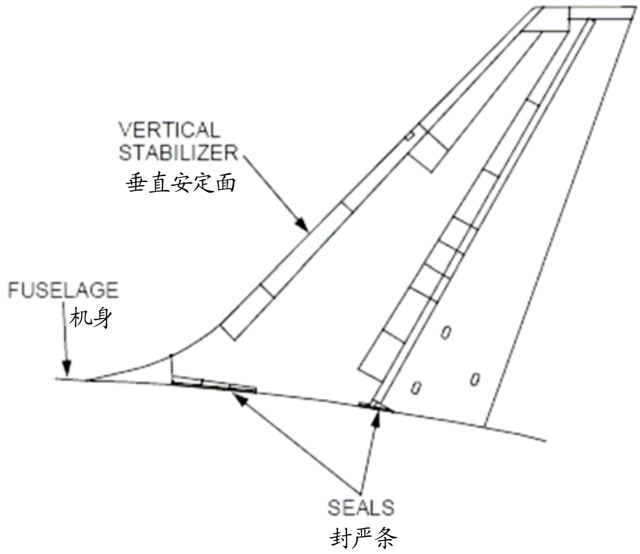
VERTICAL STABILIZER
垂直安定面

编号：55-31-1

项目：垂直安定面和机身之间的封严条

安装数量：8

说明和/或例外：
任何数量或组合都可以缺失，且不需进行性能减载。



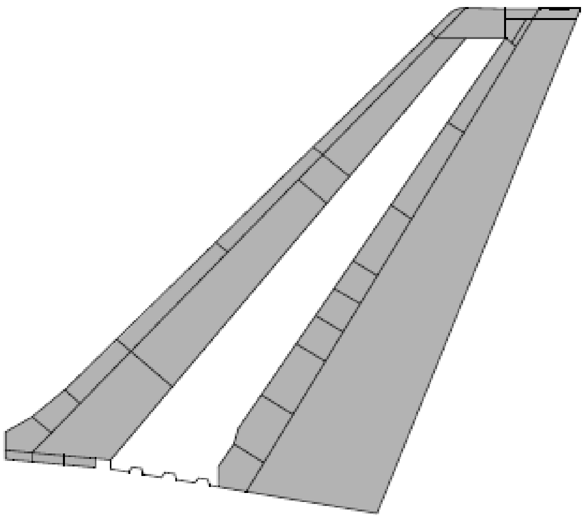
编号：55-40-1

项目：方向舵

安装数量：1

说明和/或例外：
不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-4 进行评估。要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	不需减载
航路爬高：	120 磅（55 公斤）



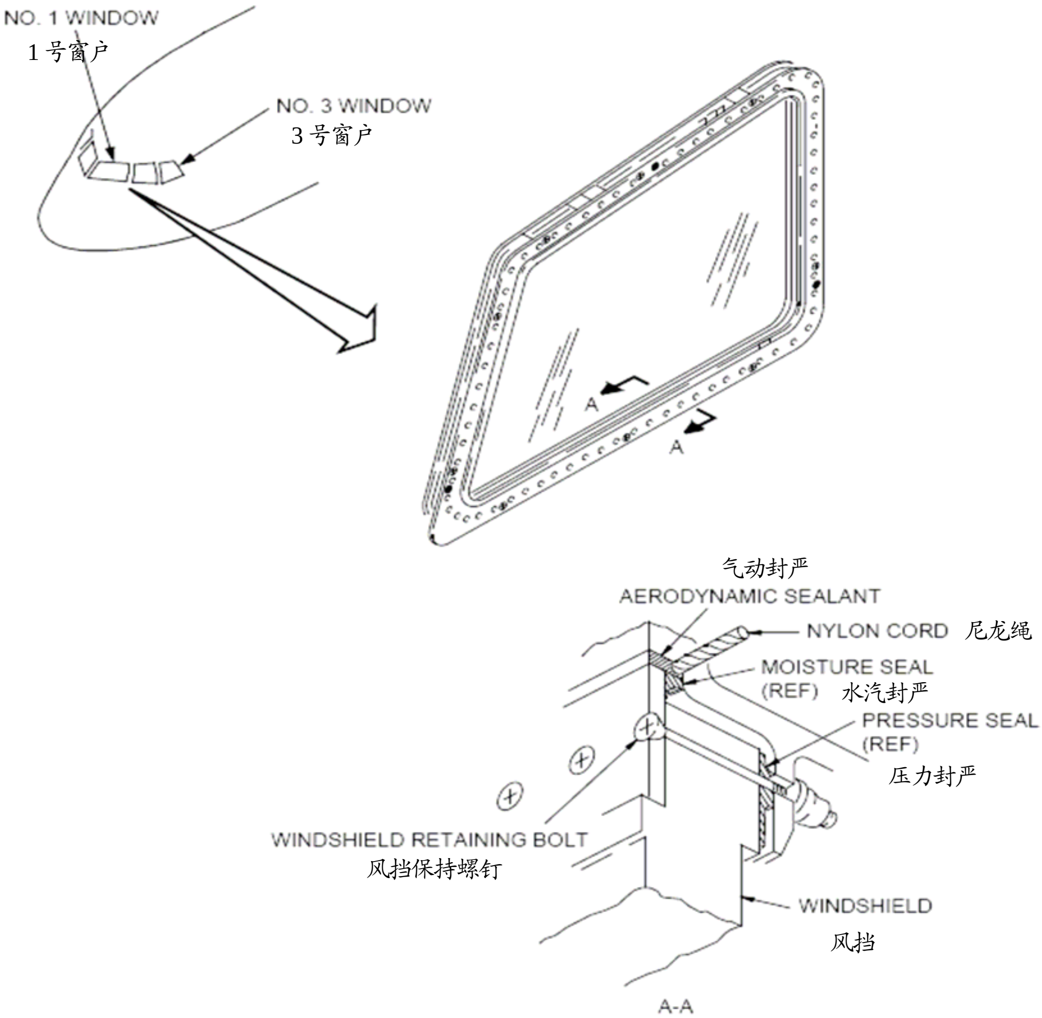
VERTICAL STABILIZER - RUDDER
垂直安定面一方向舵

编号：56-11-1

项目：风挡气动封严

安装数量：每个窗户 1 个

说明和/或例外：
可以缺失，且不需进行性能减载。



编号：57-00-1

项目：涡流发生器

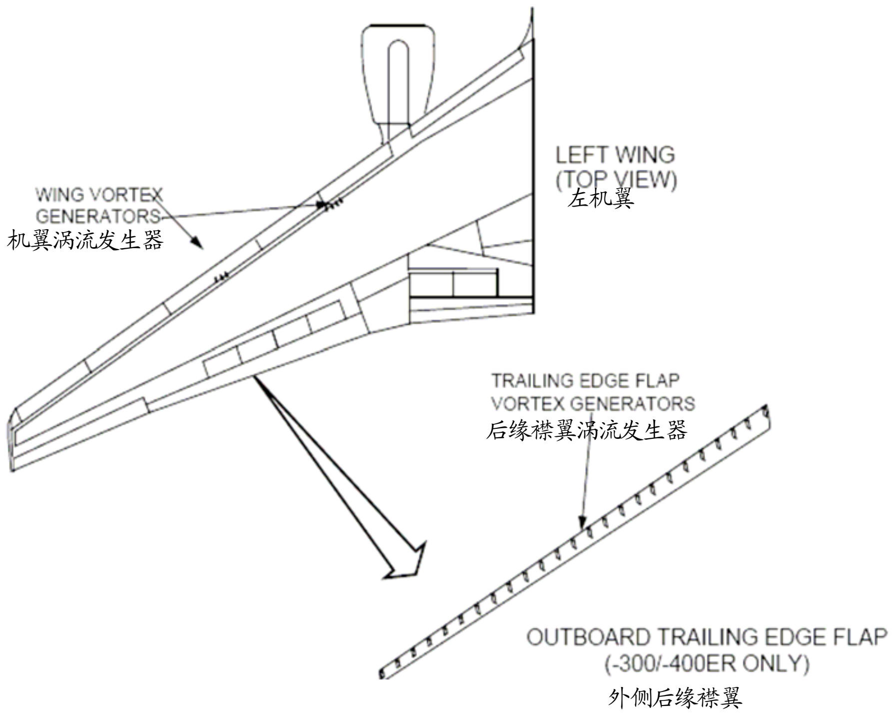
安装数量：机翼：14；**后缘襟翼：**50

说明和/或例外：

机翼涡流发生器：总共两个可以缺失，但每组不超过 1 个。要求最大飞行高度限制在 18，000 英尺以下，不需进行性能减载。

后缘襟翼涡流发生器：总共四个（每侧襟翼两个）可以缺失。增加着陆进近速度（VREF）2 节，要求性能限制重量按下列规定减少：

着陆爬升：	5000 磅（2268 公斤）
着陆跑道长度：	7900 磅（3583 公斤）
快速复飞：	4100 磅（1860 公斤）



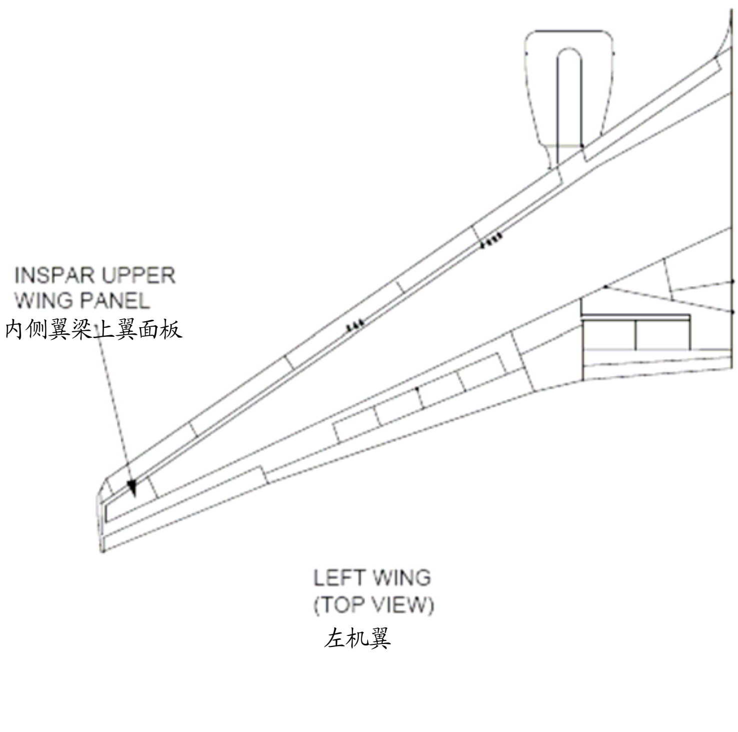
编号：57-20-1

项目：内侧翼梁上翼面板

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-4 进行评估。对于每个受损伤的面板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆	260 磅 （118 公斤）
航路爬高	530 磅 （241 公斤）

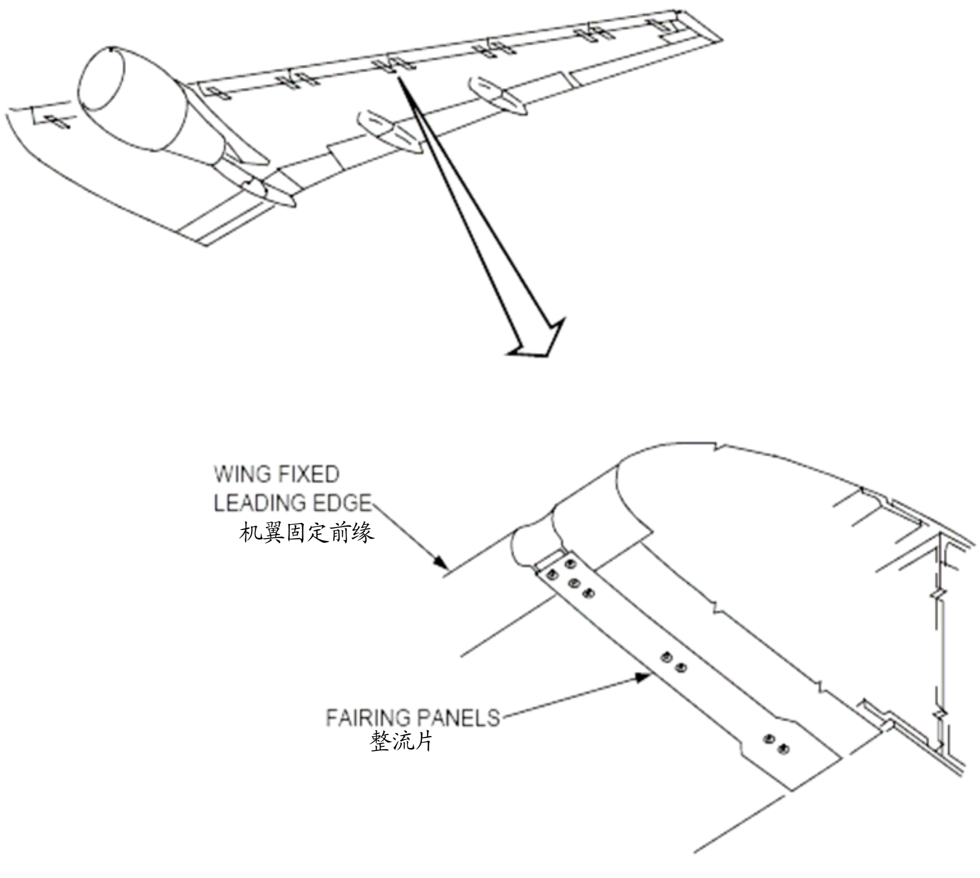


编号：57-41-1

项目：机翼前缘缝翼连接整流片

安装数量：24

说明和/或例外：
最多六个（每侧三个）可以任意组合缺失，但要求前缘缝翼机构润滑接近门不能缺失（CDL 项目 57-41-4），且要求性能限制重量按下列规定减少：
航路爬高：　　　　　　　2800 磅（1270 公斤）
注 1：若任一内侧缝翼上的内侧缝翼连接整流片丢失，避免在结冰状态下飞行。
注 2：同 CDL 项目 57-41-1*和 57-41-3 的组合可以缺失。



编号：57-41-3

项目：固定前缘封严件

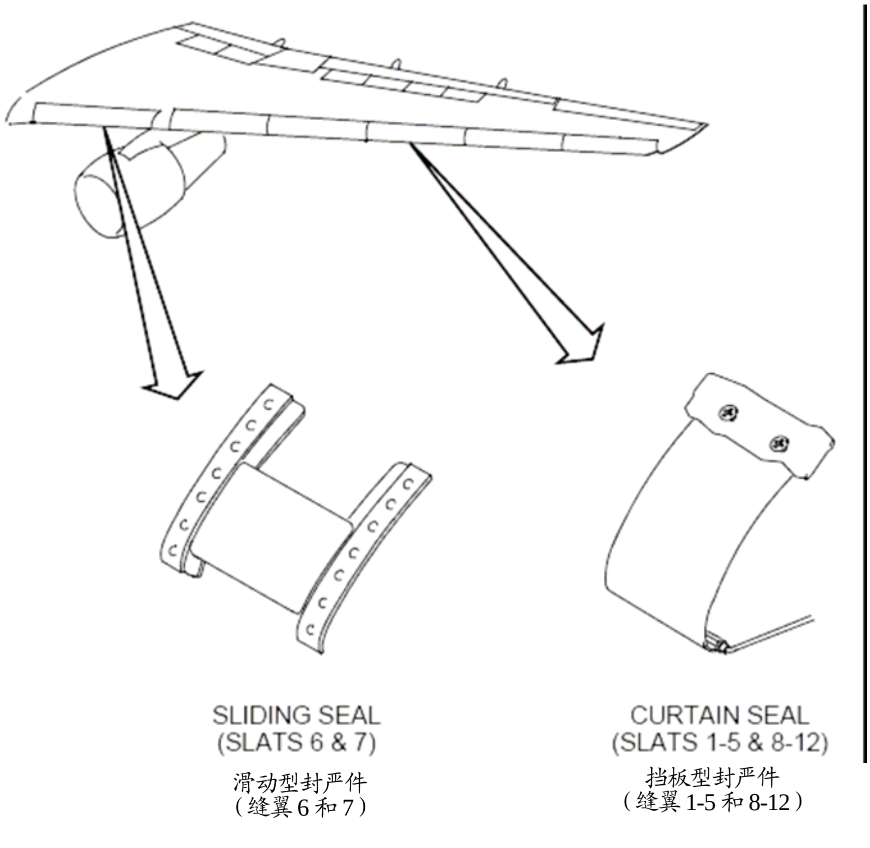
安装数量：50

说明和/或例外：
全部内侧缝翼滑动型封严件（每边四个）和每边外侧缝翼（每边五个）上的一个档板型封严件可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：

着陆爬升： 2700 磅（1225 公斤）

注 1：档板型封严件必须是对称缺失。滑动型封严件可以以任何组合缺失。

注 2：同 CDL 项目 57-41-1*和 57-41-3 的组合可以缺失。

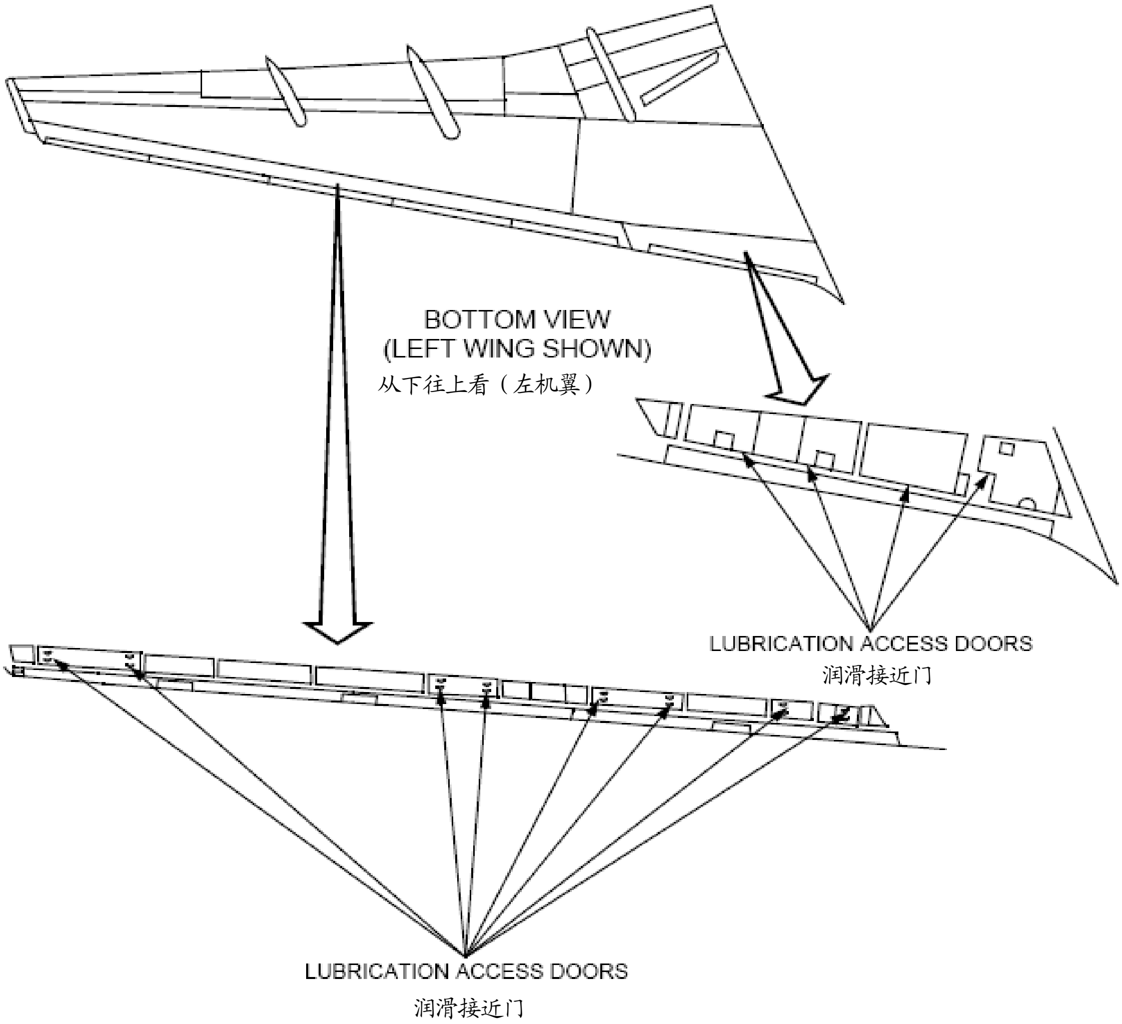


编号：57-41-4

项目：前缘缝翼机构润滑接近门

安装数量：40（每侧 20）

说明和/或例外：
每架飞机最多可以任意组合缺失四个，但要求机翼前缘缝翼连接整流片（CDL 项目 57-41-1）不能缺失，且要求性能限制重量按下列规定减少：
航路爬高：950 磅（431 公斤）



编号：57-41-5

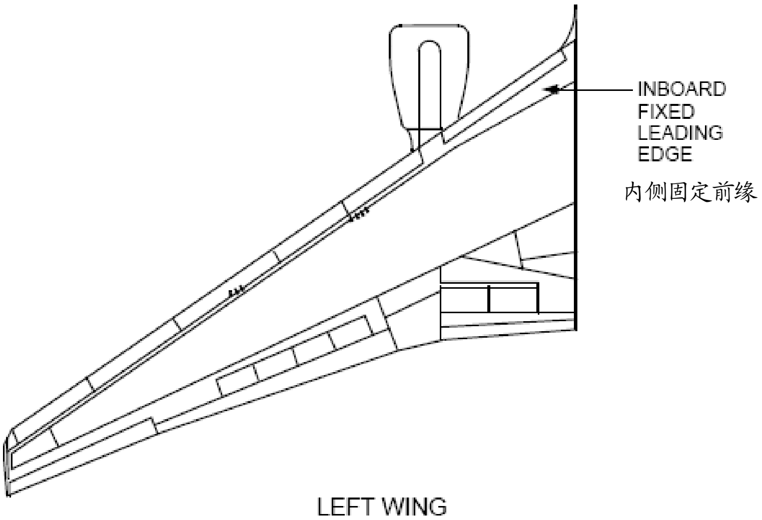
项目：内侧机翼固定前缘

安装数量：2

说明和/或例外：

一个都不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一块损伤的面板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	650 磅（295 公斤）
航路爬高：	1330 磅（604 公斤）



LEFT WING
(TOP VIEW)
左机翼（顶视图）

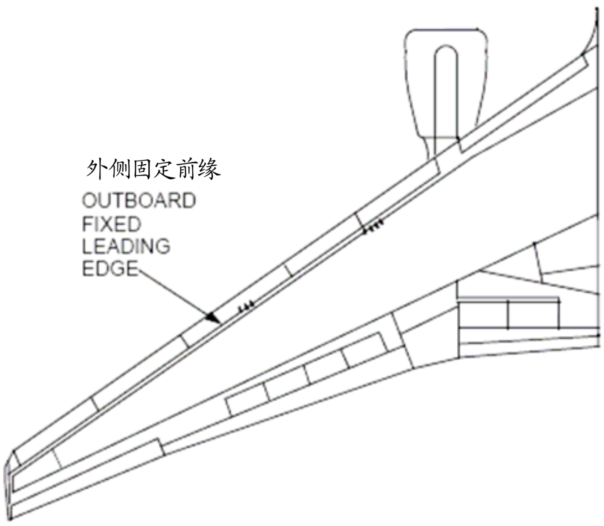
编号：57-41-6

项目：外侧机翼固定前缘

安装数量：2

说明和/或例外：
一个都不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一块损伤的面板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	340 磅（155 公斤）
航路爬高：	690 磅（313 公斤）



LEFT WING
(TOP VIEW)
左机翼（顶视图）

编号：57-43-1

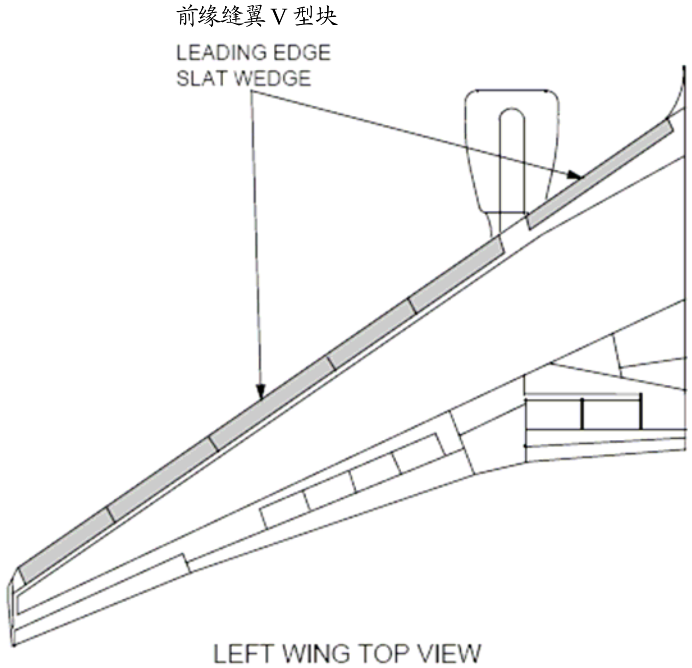
项目：机翼前缘缝翼 V 型块

安装数量：12

说明和/或例外：

一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对每一块损伤的缝翼 V 型块，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	170 磅（78 公斤）
航路爬高：	350 磅（159 公斤）



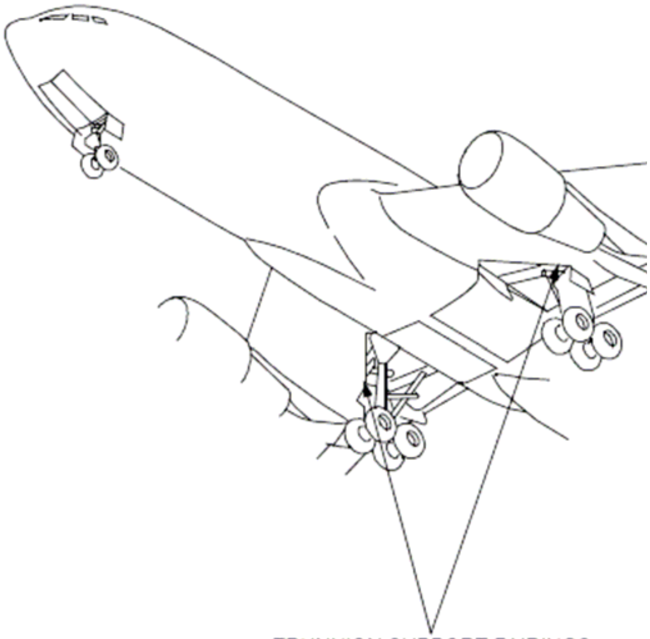
LEFT WING TOP VIEW
左机翼

编号：57-51-1

项目：主起落架耳轴支架整流罩

安装数量：2

说明和/或例外：
1.一个可以缺失，但要求性能限制重量按下列规定减少：
起飞和着陆： 300 磅（136 公斤）
航路爬高： 500 磅（227 公斤）
2.空速限制在 270 节/0.73 马赫数以下。
注：同 CDL 项目 57-51-1 和 57-51-2 的组合可以缺失。



编号：57-51-2

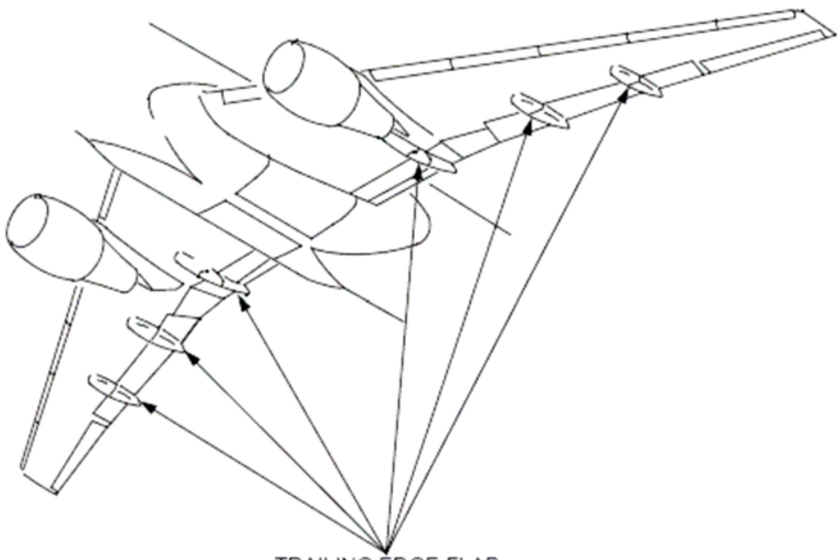
项目：后缘襟翼铰链整流罩

安装数量：6

说明和/或例外：
每个整流罩由三个部分组成。一个整流罩的全部或部分可以缺失，只要符合下列条款：
1.假如前部分拆除，则中和后部分也必须拆下。
2.假如中部分拆下，则后部分也必须拆下。前部分可以不拆。
3.在不拆下前和中部分的情况下，可以把后部分拆下。
4.性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	1500 磅（681 公斤）
航路爬高：	3100 磅（1406 公斤）

注：同 CDL 项目 57-51-1 和 57-51-2 的组合可以缺失。



后缘襟翼铰链整流罩

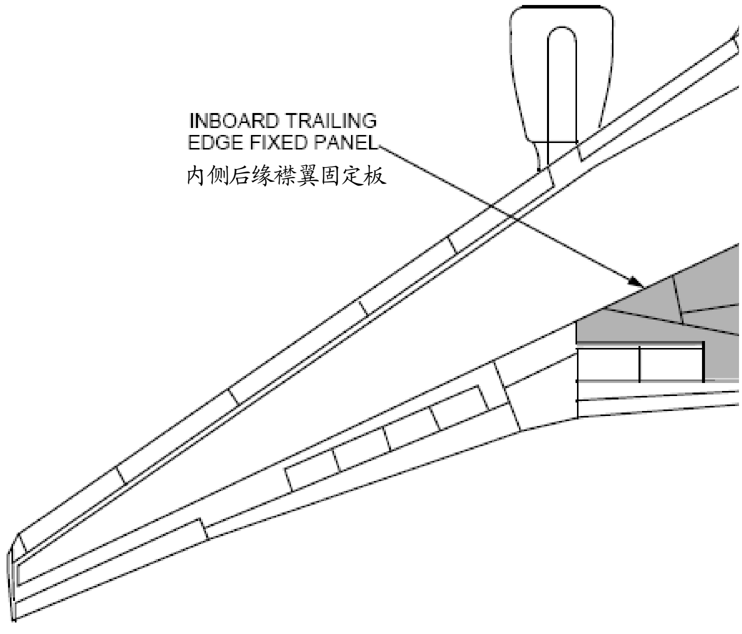
编号：57-51-3

项目：内侧后缘襟翼固定板

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对每一个损伤的固定板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	2110 磅（958 公斤）
航路爬高：	4320 磅（1960 公斤）



LEFT WING TOP VIEW
左机翼

编号：57-51-4

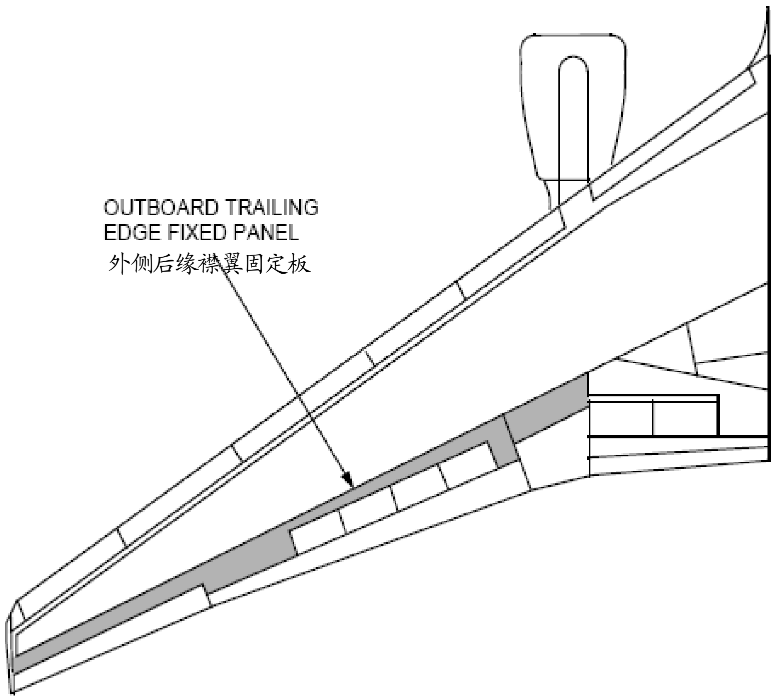
项目：外侧后缘襟翼固定板

安装数量：2

说明和/或例外：

一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对每一个损伤的固定板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	2020 磅（917 公斤）
航路爬高：	4120 磅（1869 公斤）



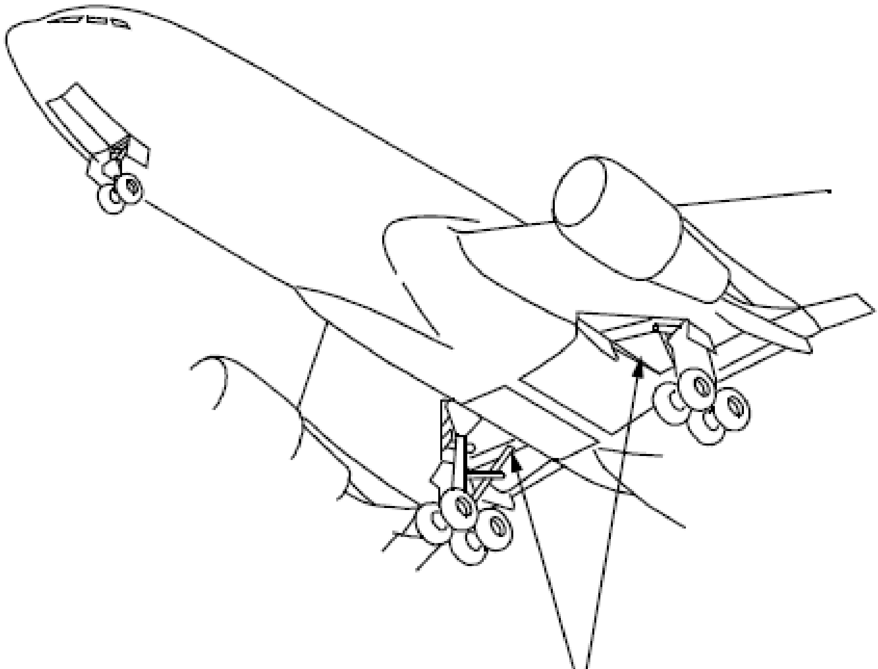
LEFT WING TOP VIEW
左机翼

编号：57-51-7

项目：主起落架侧支柱耳轴后整流罩

安装数量：2

说明和/或例外：
两个都可以缺失，且不需进行性能减载。



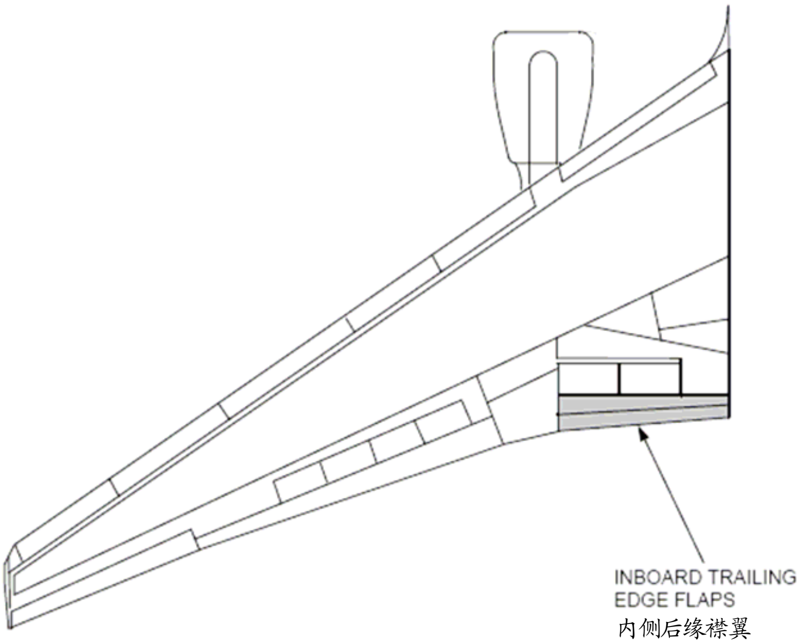
编号：57-53-1

项目：内侧后缘襟翼

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一个损伤的内侧后缘襟翼，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：520 磅（236 公斤）
航路爬高：1070 磅（486 公斤）



LEFT WING TOP VIEW
左机翼

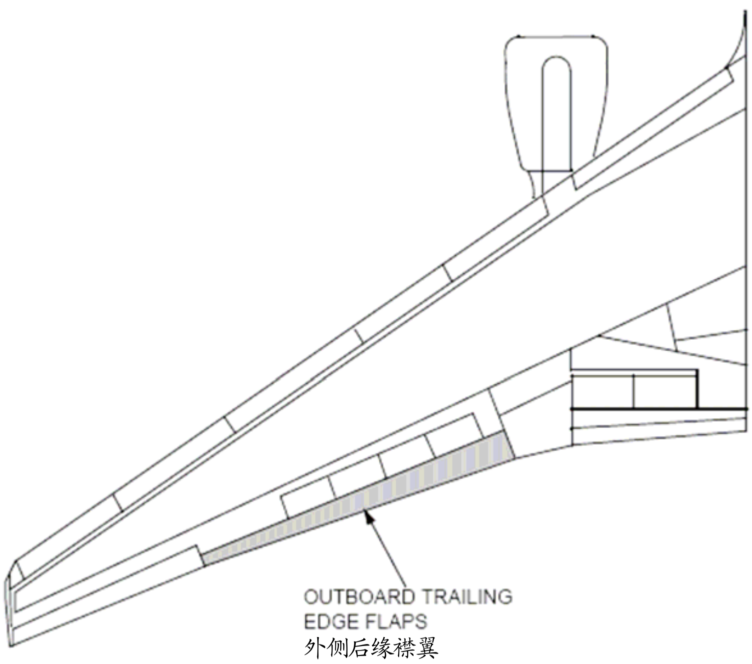
编号：57-53-2

项目：外侧后缘襟翼

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一个损伤的外侧后缘襟翼，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	1050 磅（477 公斤）
航路爬高：	2150 磅（976 公斤）



LEFT WING TOP VIEW
左机翼

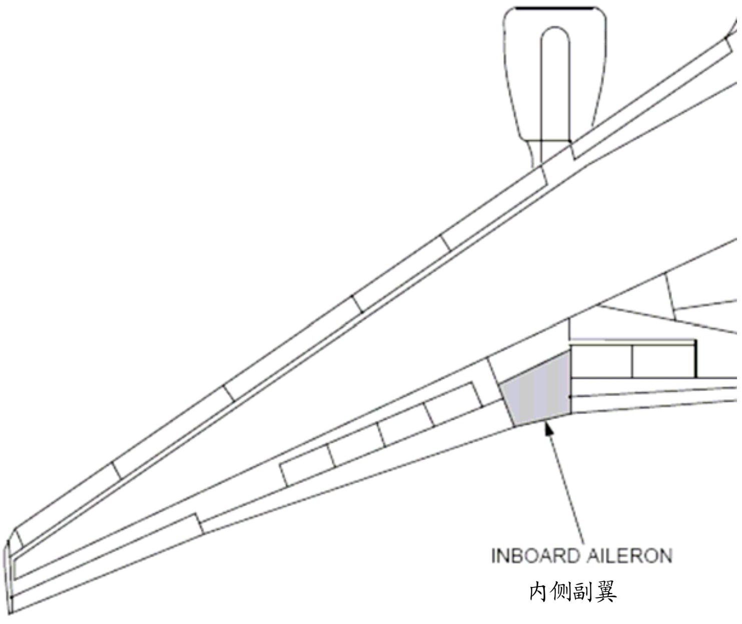
编号：57-60-1

项目：内侧副翼

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一个损伤的内侧副翼，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	360 磅（164 公斤）
航路爬高：	720 磅（327 公斤）



LEFT WING TOP VIEW
左机翼

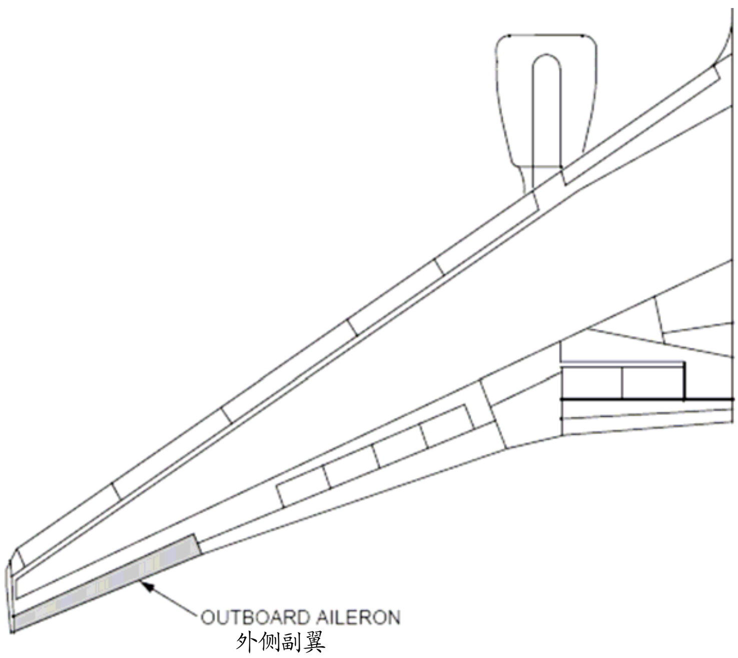
编号：57-60-2

项目：外侧副翼

安装数量：2

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一个损伤的外侧副翼，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	470 磅（214 公斤）
航路爬高：	960 磅（436 公斤）



LEFT WING TOP VIEW
左机翼

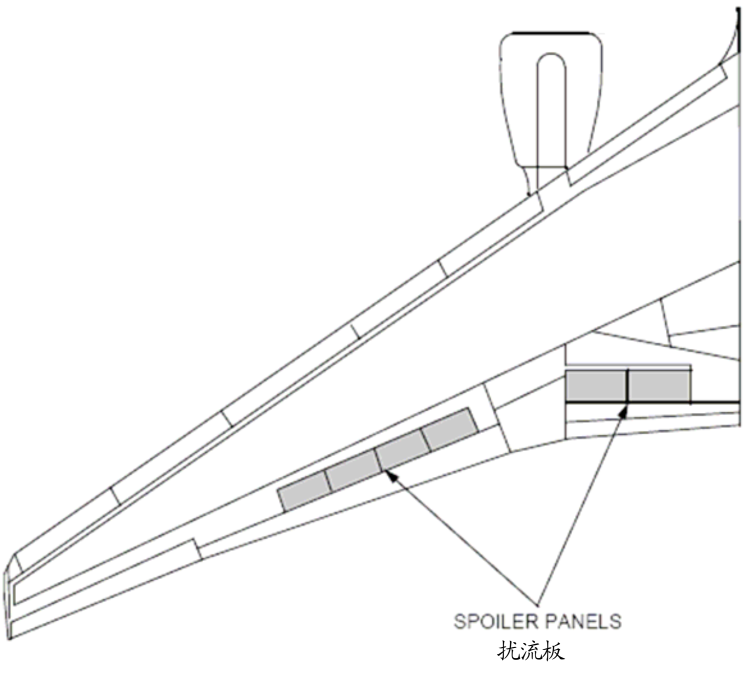
编号：57-70-1

项目：扰流板

安装数量：12

说明和/或例外：
一个也不能缺失。可以因雹状物损伤。假如因雹状物损伤，需进行性能限制，根据结构修理手册 51-10-04 进行评估。对于每一个损伤的扰流板，要求性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	220 磅（100 公斤）
航路爬高：	440 磅（200 公斤）



LEFT WING TOP VIEW
左机翼

编号：78-31-3

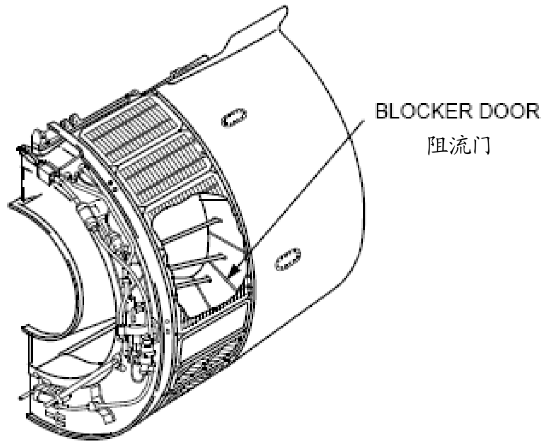
项目：风扇反推阻流门

安装数量：24（每半边整流罩有 6 个）

说明和/或例外：
每台发动机的两个阻流门可以缺失。仅一台发动机可以缺失任意数目的阻流门，但要求该发的反推被解除工作，且性能限制重量按下列规定减少：

起飞和着陆：	1600 磅（726 公斤）
航路爬高：	1900 磅（862 公斤）

注 1：参看 MEL 78-31-1 项，解除反推工作。
注 2：缺失的阻流门的阻力连杆要拆下。



有意留空

第 4 章 转　　场

需要时项目将列入本章

有意留空

第 5 章 杂项索引

ATA 系统 页码

项 目

28 不工作的燃油量指示系统（FQIS）发动机燃油渗漏检查程序 5-28-1.0
32 不收起落架放行 5-32-1.0
49 拆下 APU 放行 5-49-1.0

有意留空

燃油量指示系统（FQIS）不工作时发动机燃油渗漏检查程序

操作程序（O）

1.中央油箱燃油量指示系统（FQIS）不工作（中央油箱有或没有可用燃油）时的发动机燃油渗漏检查程序：

A.验证两台发动机没有燃油渗漏：

1）设置燃油系统以验证两台发动机没有燃油渗漏：

a.确信全部工作的主燃油泵选择在接通位。

b.确信燃油交输活门选择在关断位。

c.把中央油箱燃油泵选择在关断位。

注 1：当中央油箱内有可用燃油时，FUEL CONFIG 咨询信息和灯将显示。

注 2：此时，左主油箱给左发供油，右主油箱给右发供油。

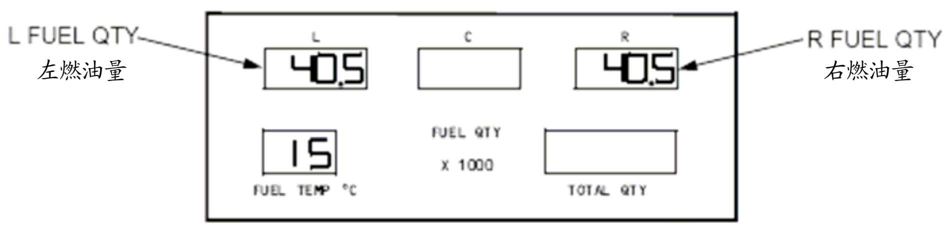
	左和右燃油量指示器			FMC 消耗燃油			
	A	B	C	D	E	F	G
	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	发动机消耗燃油（E-D）	探测到的渗漏率（C-F）×10
右油箱/左发							
右油箱/右发							

发动机渗漏探测表

（左和右油箱分别给左、右发供油）

2）开始检查时：

a）从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下左燃油量和右燃油量。



FQIS

b）从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下左消耗燃油量和右消耗燃油量。



FMC

3）等待 6 分钟：

a.从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下左燃油量和右燃油量。

b.从 FMC 上，在表格 E 栏内记录下左消耗燃油和右消耗燃油。

c.如果中央油箱内有可用燃油，把中央油箱燃油泵选择到接通位。

4）把 A 和 B 相减，并在表格 C 栏内记录。

5）把 E 和 D 相减，并在表格 F 栏内记录。

6）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在 G 栏内。渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。

B.如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机。发动机关断后，全部剩余燃油可供运转的发动机使用。

C.如果没有渗漏，恢复正常燃油管理。

2.左油箱 FQIS 不工作（中央油箱有可用燃油）时的发动机燃油渗漏检查程序：

A.验证两台发动机没有燃油渗漏：

1）设置燃油系统以验证两台发动机没有燃油渗漏：

a.确信全部工作的主油箱燃油泵选择在接通位。

b.确信燃油交输活门选择在关断位。

c.把中央右燃油泵选择到关断位。

注 1：FUEL CONFIG 咨询信息和灯将显示。

注 2：此时，中央油箱给左发供油，右主燃油箱给右发供油。

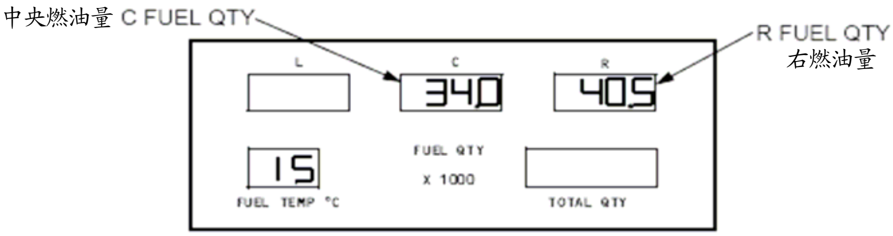
	中和右燃油量指示器			FMC 消耗燃油			
	A	B	C	D	E	F	G
	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	发动机消耗燃油(E-D)	探测到的渗漏率(C-F)×10
中央油箱/左发							
右油箱/右发							

发动机燃油渗漏检查表

（中央油箱给左发供油，右主油箱给右发供油）

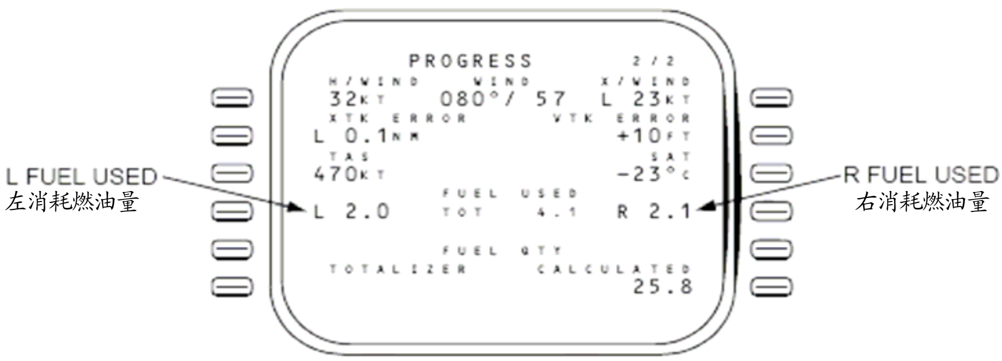
2）开始检查时：

a.从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下中央燃油量和右燃油量。



FQIS

b.从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下左消耗燃油量和右消耗燃油量。



FMC

3）等待六分钟：

a.从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下中央燃油量和右燃油量。

b.从 FMC 上，在表格 E 栏内记录下左消耗燃油量和右消耗燃油量。

c.把中央右燃油泵放到接通位。

4）把 A 和 B 相减，并记录在表格 C 栏内。

5）把 E 和 D 相减，并记录在表格 F 栏内。

6）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在 G 栏内。渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。

B.如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机。发动机关断后，全部剩余燃油可供运转的发动机使用。

C.如果没有渗漏，恢复正常的燃油管理。

注：在恢复到正常燃油管理前，通过选择中央左油箱燃油泵到关断位 6 分钟，主油箱燃油可能重新得到平衡。

3.左油箱 FQIS 不工作（中央油箱没有可用燃油）时的发动机燃油渗漏检查程序：

A.验证右发没有燃油渗漏：

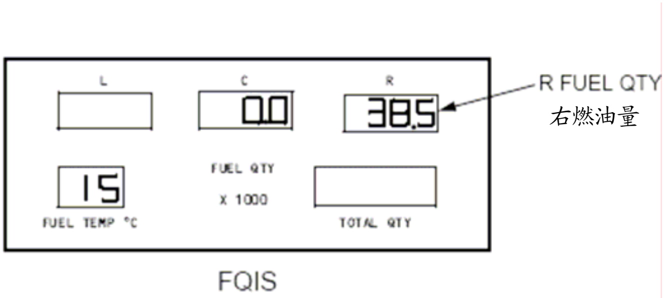
	右燃油量指示器			FMC 右发消耗燃油			
	A	B	C	D	E	F	G
	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时消耗燃油	结束检查时消耗燃油	发动机消耗燃油(E-D)	探测到的渗漏率(C-F)×10
右油箱/右发							

右发燃油渗漏检查表格

（右油箱给右发供油）

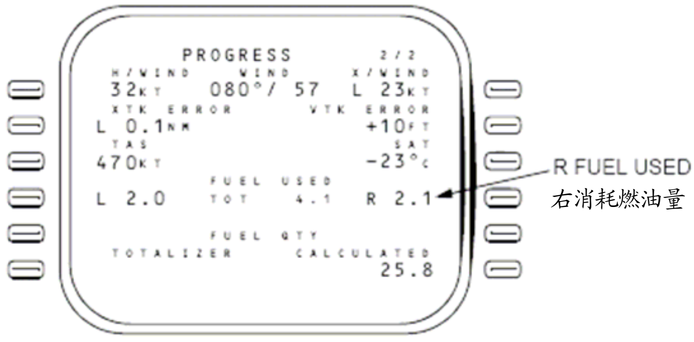
1）开始检查时：

a.从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下右燃油量。



FQIS

b.从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下右消耗燃油量。



FMC

2）等待 6 分钟：

a.从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下右燃油量。

b.从 FMC 上，在表格 E 栏内记录下右消耗燃油量。

3）把 A 和 B 相减，并记录在表格 C 栏内。

4）把 E 和 D 相减，并记录在表格 F 栏内。

5）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在表格 G 栏内。渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。

6）如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机。发动机关断后，全部剩余燃油可供运转的发动机使用。

B.验证左发没有燃油渗漏：

1）设置燃油系统以验证左发没有燃油渗漏（中央油箱没有可用燃油）：

a. 把燃油交输活门选择到接通位。

b.把左主油箱燃油泵选择到关断位。

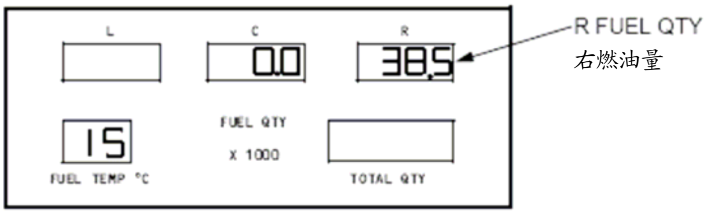
注：此时，右主油箱给双发供油。

右油量指示器			FMC 计算燃油			
A	B	C	D	E	F	G
开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	发动机消耗燃油（D-E）	探测到的渗漏率（C-F）×10

左发燃油渗漏检查表格
（右油箱给双发供油）

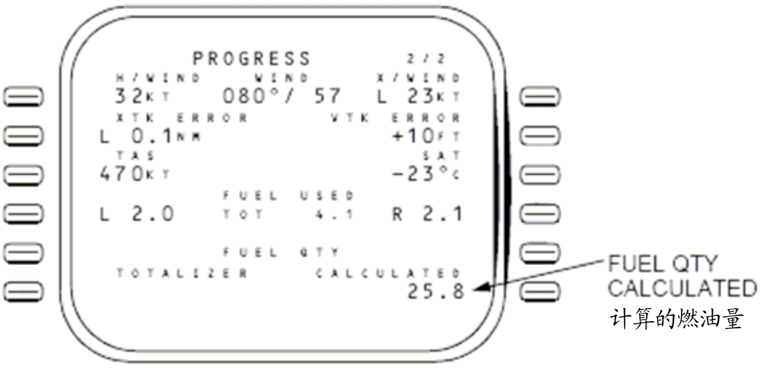
2）开始检查时：

a.从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下右燃油量。



FQIS

b.从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下计算的燃油量。



FMC

3）等待 6 分钟：

a.从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下右燃油量。
b.从 FMC 上，在表格 E 栏内记录计算的燃油量。
c.把左主油箱燃油泵选择到接通位。
d.把燃油交输活门选择到 OFF 位。

4）把 A 和 B 相减，并记录在表格 C 栏内。
5）把 D 和 E 相减，并记录在表格 F 栏内。
6）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在表格 G 栏内。渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。
7）如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机。发动机关断后，全部剩余燃油可供运转的发动机使用。
8）如果没有渗漏，恢复正常的燃油管理。

注：在恢复正常的燃油管理前，通过选择交输活门到接通位，左主燃油泵到接通位和右主燃油泵到关断位 6 分钟，主油箱燃油可能重新得到平衡。

4.右油箱 FQIS 不工作（中央油箱有可用燃油）时的发动机燃油渗漏检查程序：

A.验证两台发动机没有燃油渗漏：

1）设置燃油系统以验证两台发动机没有燃油渗漏：

a.确信全部工作的主燃油泵选择在接通位。
b.确信燃油交输活门选择在关断位。
c.把中央左燃油泵放到关断位。

注 1：FUEL CONFIG 咨询信息和灯将显示。

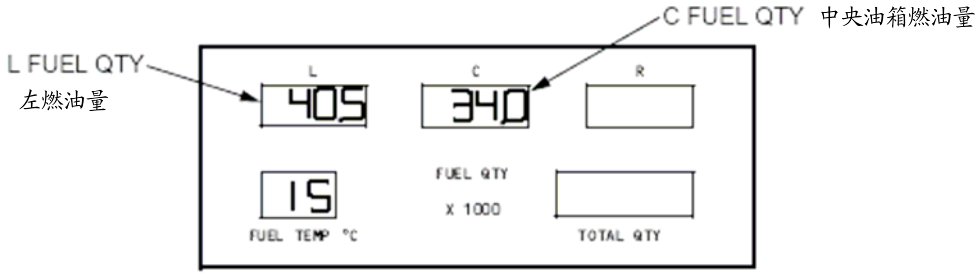
注 2：此时，中央油箱给右发供油，左主油箱给左发供油。

	左和中央燃油量指示器			FMC 发动机消耗燃油			
	A	B	C	D	E	F	G
	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时燃油量	结束检查时时燃油量	发动机消耗燃油（E-D）	检查到的渗漏率 (C-F)×10
左油箱/左发							
中央油箱/右发							

发动机燃油渗漏检查表
（中央油箱给右发供油，左油箱给左发供油）

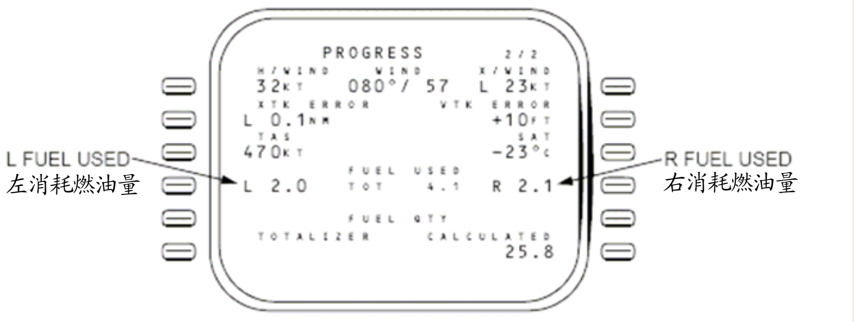
2）开始检查时：

a.从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下左燃油量和中央油箱燃油量。



FQIS

b.从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下左消耗燃油量和右消耗燃油量。



FMC

3）等待 6 分钟：

a.从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下左燃油量和中央燃油量。

b.从 FMC 上，在表格 E 栏内记录下左消耗燃油量和右消耗燃油量。

c.把中央左燃油泵选择在接通位。

4）把 A 和 B 相减，并记录在表格 C 栏内。

5）把 E 和 D 相减，并记录在表格 F 栏内。

6）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在表格 G 栏内。燃油渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。

B.如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机。发动机关断后，全部剩余燃油可供给运转的发动机使用。

C.如果没有渗漏，恢复正常的燃油管理。

注：在恢复正常的燃油管理前，通过选择中央右燃油泵到关断位 6 分钟，主油箱燃油可能重新得到平衡。

5.右油箱 FQIS 不工作（中央油箱没有可用燃油）时的发动机燃油渗漏检查程序：

A.验证左发没有燃油渗漏：

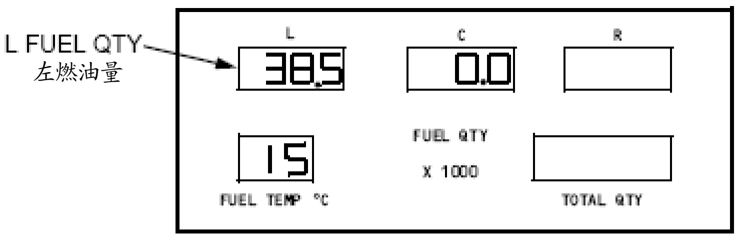
	左燃油量指示器			FMC 左发消耗燃油			
	A	B	C	D	E	F	G
	开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时消耗燃油	结束检查时消耗燃油	发动机消耗燃油(E-D）	探测到的渗漏率(C-F)×10
左油箱/左发							

左发燃油渗漏检查表

（左油箱给左发供油）

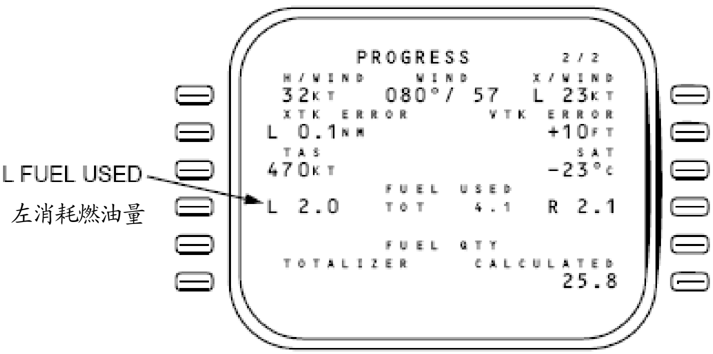
1）开始检查时：

a.从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下左燃油量。



FQIS

b.从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下左消耗燃油量。



FMC

2）等待 6 分钟：

a. 从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下左燃油量。

b. 从 FMC 上，在表格 E 栏内记录下左消耗燃油量。

3）把 A 和 B 相减，并记录在表格 C 栏内。

4）把 E 和 D 相减，并记录在表格 F 栏内。

5）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在表格 G 栏内。渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。

6）如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机，全部剩余燃油可供运转的发动机使用。

B.验证右发没有燃油渗漏：

1）设置燃油系统以验证右发没有燃油渗漏：

a.把燃油交输活门选择到接通位。

b.把右主油箱燃油泵选择到关断位。

注：此时，左主油箱给双发供油。

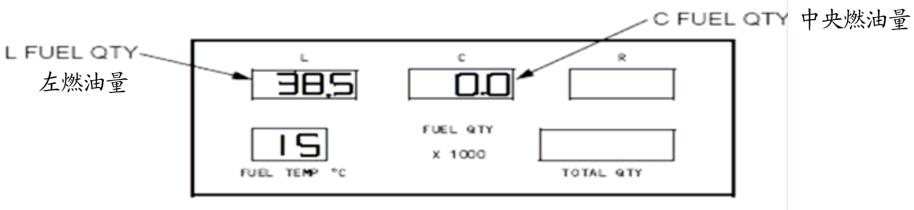
左燃油量指示器			FMC 计算燃油			
A	B	C	D	E	F	G
开始检查时燃油量	结束检查时燃油量	油箱消耗燃油（A-B）	开始检查时消耗燃油	结束检查时消耗燃油	发动机消耗燃油（D-E）	探测到的渗漏率（C-F）x 10

右发燃油渗漏检查表

（左油箱给双发供油）

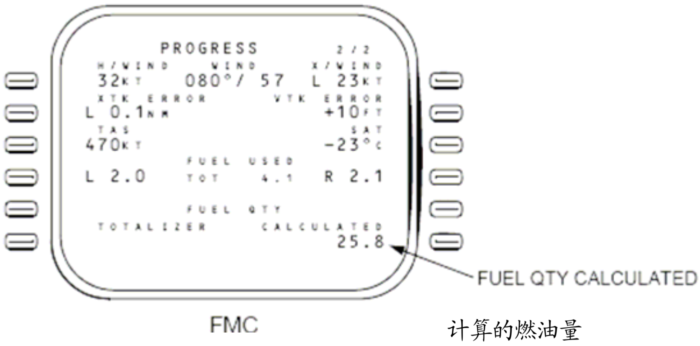
2）开始检查时：

a.从 FQIS 上，在表格 A 栏内记录下左燃油量。



FQIS

b.从 FMC 上，在表格 D 栏内记录下计算的燃油量。



3）等待 6 分钟：

a.从 FQIS 上，在表格 B 栏内记录下左燃油量。

b.从 FMC 上，在表格 E 栏内记录下计算的燃油量。

c.把右主油箱燃油泵选择到接通位。

d.把交输活门选择到关断位。

4）把 A 和 B 相减，并记录在表格 C 栏内。

5）把 D 和 E 相减，并记录在表格 F 栏内。

6）把 C 和 F 相减，再乘以 10，得出探测到的每小时燃油渗漏率，并记录在表格 G 栏内。渗漏率为大约 2,000 磅/小时（900 公斤/小时）或更大时，则认为有燃油渗漏。

7）如果一台发动机证实有燃油渗漏，且条件允许，使用波音操作手册非正常发动机故障/关断程序，关断受影响的发动机。发动机关断后，全部剩余燃油可供给运转的发动机使用。

8）如果没有渗漏，恢复正常的燃油管理。

注：在恢复正常的燃油管理前，通过选择交输活门在接通位，右主油箱燃油泵在接通位和左主油箱燃油泵在关断位 6 分钟，主油箱燃油可能重新得到平衡。

有意留空

不收起落架放行

飞行管理计算机（FMC）除下蹲电门位置外不接收起落架位置输入信号。没有起落架阻力计算，也不能调整到标牌速度和起落架位置最小速度。飞行管理计算机也无法产生爬高、巡航、下降等速度程序。尽管飞行员仍能输入目标速度，但是飞行管理计算机的性能推算结果误差较大，对于性能推算功能大大超过横向、垂直导航方式的全依托型飞行管理计算机来讲尤其如此。例如，不收起落架飞行航段的预计燃油量可毫无保留的乘以系数 2。同样，最佳和最大飞行高度将相差 10，000-15，000 英尺。由于飞行管理计算机导航能力下降，所产生的下滑道过浅（下滑角太小）将导致令人讨厌的速度漂移和油门前后频繁移动。

上述讨论说明，接通垂直导航（VNAV）而不收起落架放行是不可取的。因为它会显示垂直导航性能数据。即使不接通垂直导航，只要飞行员给 CDU 输入最小 VNAV 使用数据（成本指数，全重，巡航高度），这些推算数据就会显示出来。若飞行员在起飞前仅在 CDU 的性能起始页上输入了全重数据，VNAV 将不能接通，且 VNAV 推算将受到抑制。从设计上来讲，当仅输入全重数据时 FMC 将进行全重跟踪（计算全重航迹），并在 CDU 的进近性能页上显示基准速度 VREF。

有意留空

拆下 APU 放行

如果没有 APU 备件，可拆下 APU 放行飞机。

APU 的拆卸方法，包括导管堵塞、零件固定、工具要求等，请参看波音维护手册 49-11-00“批准的修理”部分。

由于已拆下 APU，必须考虑到飞机重量的变化（包括对飞机重心的影响）。

有意留空